

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

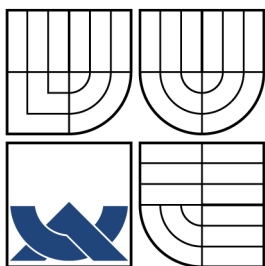
NÁVRH REPLIKY LETOUNU L-40 „META SOKOL“ - ZÁKLADNÍ ROZMĚRY - TECHNOLOGIE

DIPLOMOVÁ PRÁCE
DIPLOMA THESIS

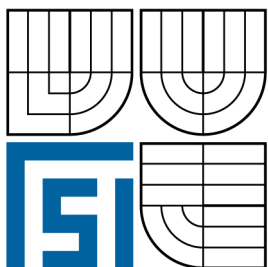
AUTOR PRÁCE
AUTHOR

ALICA LIPKOVÁ

BRNO 2008



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH REPLIKY LETOUNU L-40 „META SOKOL“ - ZÁKLADNÍ ROZMĚRY - TECHNOLOGIE

REPLICA DESIGN OF AIRCRAFT "META SOKOL" - BASIC DIMENSIONS - TECHNOLOGY

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

ALICA LIPKOVÁ

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

prof. Ing. ANTONÍN PÍŠTĚK, CSc.

BRNO 2008

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2007/08

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Lipková Alica

který/která studuje v **magisterském studijním programu**

obor: **Letadlová technika (2301T004)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Návrh repliky letounu L-40 "Meta Sokol" - základní rozměry - technologie

v anglickém jazyce:

Replica design of Aircraft "Meta Sokol" - Basic dimensions - technology

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Pro letoun L-40 „Meta Sokol“ navrhnete rekonstrukci na ultralehkou kategorii, případně kategorii odpovídající předpisu Light-sport aircraft. Při návrhu postupujte podle předpisu CS-VLA. Pro tuto modifikaci navrhnete základní rozměry, hmotový rozbor a centraže. Navrhnete koncepci technologie výroby a zvolte nejvhodnější pohonnou jednotku. Vypočtete základní aerodynamické charakteristiky, připravte aerostatické podklady. Vypočtete klasické výkony letounu pro zvolenou pohonnou jednotku.

Výsledky své práce předejte k aplikaci na DP spoluřešitelům křídla a trupu a zajišťujte příslušné koordinace návrhové skupiny.

Cíle diplomové práce:

Podklady k realizaci

Třípohledový výkres letounu.

Systémový výkres s návrhem vychylek kormidel a mechanizace.

Seznam odborné literatury:

Technický popis a materiály k letounu L-40 Meta Sokol

Roskam, J.: Airplane Design, University of Kansas, Laurence, USA, 1990

Čalkovský, A., Pávek, J., Daněk, V.: Konstrukce a pevnost letadel, 1. a 2. díl, VAAZ Brno, 1986

Předpis CS-VLA - stavební předpis

Ostatní dle doporučení vedoucího DP

Vedoucí diplomové práce: prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2007/08.

V Brně, dne 27.11.2007



prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.
Ředitel ústavu

doc. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

Abstrakt

Cílem této práce je připravit podklady k realizaci repliky letounu L-40 „Meta Sokol“ splňující požadavky předpisu CS-VLA (Certification Specification for Very Light Aeroplanes).

Úvodní část pojednává o odlišnostech a změnách provedených vůči původnímu letounu, nutné k plnění požadované předpisové báze. Jednou z hlavních náplní první části práce je definice základních rozměrů repliky a příprava aerostatických podkladů, včetně kontroly podélné stability. Dalším řešeným úkolem je výběr vhodné pohonné jednotky a výpočet odpovídajících výkonů. Práce dále obsahuje podrobný hmotový rozbor a výpočet centráží, které jsou důležité při řešení stability letounu.

Poslední kapitola je věnována stručnému popisu výrobního postupu jednotlivých dílů a pojednává také o možnosti ovlivnění technologičnosti výroby leteckých komponent.

Klíčová slova

Geometrické parametry, odporová polára, momentová křivka, aerodynamický střed letounu, vrtulová charakteristika, letové výkony, hmotnostní obálka, technologičnost

Abstract

The object of the diploma thesis is a preparation of fundamentals for realization for replica of the aircraft L-40 „Meta Sokol“ matching the requirements of Certification Specification for Very Light Aeroplanes (CS-VLA).

The preamble of the work deals with the changes made on the original aircraft necessary to satisfy the criterias of the above-mentioned specification. One of the main contents of the first part of the thesis is the definition of replica's basic dimensions and preparation of aerostatic fundamentals, including longitudinal stability control. As next a suitable engine is chosen and calculation of corresponding performances is made. A detailed weight analysis and a determination of centre of gravity position (c.g. position), important for solving the stability of an airplane, is also presented.

Finally, a brief description of the manufacturing process of individual components and also factors influencing the technology are discussed.

Keywords

Geometrical dimensions, drag polar, moment curve, aerodynamic centre of airplane, propeller characteristic, performance, weight envelope, technology

Bibliografická citace

LIPKOVÁ, A.: Návrh repliky letounu L-40 „Meta Sokol“ - základní rozměry - technologie. Brno, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2008. Vedoucí diplomové práce prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

Prohlášení

Prohlašuji, že svou diplomovou práci na téma „Návrh repliky letounu L-40 „Meta Sokol“ - základní rozměry - technologie“ jsem vypracovala samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, které jsou všechny uvedeny v seznamu literatury na konci práce.

V Brně dne

.....

Poděkování

Děkuji vedoucímu diplomové práce prof. Ing. Antonínu Píštěkovi, CSc. za účinnou metodickou, pedagogickou a odbornou pomoc při zpracování mé diplomové práce. Dále bych chtěla poděkovat Ing. Martinu Kouřilovi, Ph.D. a Ing. Róbertu Šošovičkovi, Ph.D. za poskytnutí cenných rad a materiálů, které mi pomohli ve vypracování tohoto projektu.

Obsah

1	Úvod	5
2	Letoun L-40 „Meta Sokol“	7
2.1	Historie letounu	7
2.2	Technický popis (L-40 „Meta Sokol“)	8
2.3	Třípohledový výkres původního letounu L-40 „Meta Sokol“	9
3	Replika letounu L-40 „Meta Sokol“	10
3.1	Popis rekonstrukce	10
3.2	Změny jednotlivých částí letounu	10
3.3	Třípohledový výkres repliky letounu L-40 „Meta Sokol“	11
4	Souřadné soustavy	12
5	Základní geometrické charakteristiky	13
5.1	Křídlo	13
5.1.1	Shrnutí geometrických charakteristik a parametrů	13
5.1.2	Výpočet geometrických parametrů	13
5.1.3	Náhradní křídlo	15
5.1.4	Křídélka a klapky	17
5.2	Ocasní plochy	17
5.2.1	Shrnutí geometrických charakteristik a parametrů VOP	17
5.2.2	Shrnutí geometrických charakteristik a parametrů SOP	18
5.2.3	Výpočet geometrických parametrů OP	18
5.3	Trup	20
5.3.1	Shrnutí geometrických parametrů trupu	20
6	Aerostatické podklady	21
6.1	Aerodynamické charakteristiky	21
6.1.1	Aerodynamické charakteristiky profilů	21
6.1.2	Aerodynamické charakteristiky křídla	21
6.1.3	Aerodynamické charakteristiky ocasních ploch	24
6.1.4	Aerodynamické charakteristiky letounu	24
6.2	Polára letounu v čisté konfiguraci	26
6.2.1	Polára křídla bez vlivu indukovaného odporu	27
6.2.2	Indukovaný odpor křídla	28
6.2.3	Škodlivé odpory	29
6.2.4	Vliv změny úhlu náběhu na škodlivé odpory Δc_D	30
6.3	Polára a vztlaková čára letounu pro přistání	31
6.3.1	Vliv vysunutých klapek	31
6.3.2	Vliv vysunutého podvozku	32
6.3.3	Vliv blízkosti země	33
6.4	Polára a vztlaková čára letounu pro vzlet	33
6.4.1	Vliv vysunutých klapek	33
6.4.2	Vliv vysunutého podvozku a blízkosti země	34
6.5	Grafické znázornění odporových polár letounu	34
6.6	Zatížení od vzdušných sil	36
6.6.1	Definice zatěžovacích případů	36

6.6.2	Normální a nulové rozložení součinitele vztlaku po rozpětí křídla	38
6.6.3	Rozložení součinitele vztlaku od výchylky křidélek	40
6.6.4	Rozložení součinitele vztlaku od výchylky klapky $\delta = 40^\circ$	42
6.6.5	Rozložení součinitele vztlaku pro uvažované případy	43
7	Letové vlastnosti - podélná stabilita	44
7.1	Momentová čára letounu	44
7.2	Mohutnosti ocasních ploch	47
7.3	Statická a dynamická zásoba letounu	48
7.3.1	Aerodynamický střed letounu s pevným řízením	48
7.3.2	Aerodynamický střed letounu s volným řízením	49
7.3.3	Dynamický bod letounu s pevným řízením	50
7.3.4	Dynamický bod letounu s volným řízením	51
7.3.5	Statická a dynamická zásoba letounu pro krajní zadní centráž	51
8	Pohonná jednotka	52
8.1	Motor	52
8.2	Vrtule	52
8.3	Vrtulová charakteristika	52
8.4	Využitelný výkon motoru	55
9	Letové výkony	57
9.1	Letové výkony	57
9.2	Stoupání	59
9.3	Ustálený klouzavý let	60
9.4	Dolet a vytrvalost	62
9.5	Vzlet	63
9.6	Přistání	66
10	Hmotový rozbor	68
10.1	Metodika	68
10.2	Hmotnost jednotlivých celků letounu	68
10.2.1	Hmotnost draku	68
10.2.2	Hmotnost pohonné jednotky	70
10.2.3	Hmotnost vybavení, výstroje a systémů	70
10.2.4	Proměnlivé hmoty	72
10.3	Celková hmotnost letounu	72
10.4	Centráže	72
10.4.1	Krajní přední centráž	73
10.4.2	Krajní zadní centráž	73
10.4.3	Plné obsazení letounu	74
11	Technologie výroby	75
11.1	Ovlivnění technologičnosti	75
11.1.1	Systém a dělení konstrukce	75
11.1.2	Výrobní jednoduchost tvarů	76
11.1.3	Spoje	76
11.1.4	Kontrolovatelnost	76
11.1.5	Zpracovatelnost materiálů	76
11.1.6	Lícování	76
11.1.7	Dědičnost a opakovatelnost	76

11.2	Volba materiálu	77
11.3	Sestavovací přípravky	78
11.4	Technologie výroby dílů.....	78
11.4.1	Dělení materiálu	78
11.4.2	Plošné tváření	79
11.4.3	Obrábění	79
11.4.4	Svařování	79
11.5	Konstrukční dělení letounu.....	79
11.5.1	Křídlo.....	79
11.5.2	Ocasní plochy	80
11.5.3	Trup	80
11.5.4	Přistávací zařízení.....	80
12	Závěr	83
13	Literatura	85
14	Seznam použitých symbolů a zkratk.....	87
15	Seznam příloh a výkresové dokumentace	93
	Přílohy	

1 Úvod

Dnešní doba, stojící pomalu úplně na virtuálních základech a přeplněna spleť počítačových systémů, probouzí v lidech zájem o ztracenou romantiku „jednoduché a nezkažené“ techniky. Proto se stále víc a víc snažíme oživit staré stroje, nebo alespoň jejich ducha, v podobě replik letounů, parníků, automobilových veteránů, případně lodí a dalších.

Návrh repliky letounu L-40 „Meta Sokol“ lze chápat jako výzvu. Půl století po vzniku prvního letounu tohoto typu, stojíme před úkolem zkonstruovat imitaci, která má její posádce vrátit chuť létání padesátých let.

Jednou z náplní této práce je navrhnout základní tvary repliky s názvem „Metasokolík“, které se budou snažit zachovat co největší podobnost s originálem. Pro takto přichystaný model jsou připraveny aerostatické podklady pro realizaci, zvolena pohonná jednotka a následně stanoveny výkony. Dalším provedeným úkolem je hmotový rozbor, včetně výpočtu rozsahu centrází a kontrola statické stability letounu. Z hlediska výroby je důležitá technologie, o které je pojednáno v posledních kapitolách této práce.

2 Letoun L-40 „Meta Sokol“

2.1 Historie letounu

V roce 1949 zahájil konstruktér Ing. Zdeněk Rublič práce na konstrukci celokovového turistického letounu navazujícího na svého úspěšného předchůdce, celodřevěného M-1D Sokola. Pro projekt byl dán ředitelem Automobilových závodů (pod které choceňská továrna v té době spadala) šibeniční termín – práce bylo nutné zahájit 1.10.1949 a prototyp musel být dokončen 31.7.1950! Jelikož konstrukční tým neměl zkušenosti s prací s „kovem“, byl závodem zakoupen letoun Cesna 120 (OK-AEA), který měl sloužit jako vzor technologie celokovové výroby. Díky vynikajícím výkonům Choceňských dělníků se první prototyp letounu zvaný XLD-40 MÍR (viz obr.2.1) zalétával již 30.7.1950 [25]. Konstrukce obsahovala několik nekonvenčních prvků, jako například motýlkové ocasní plochy, podvozek zádového typu s ostruhovým kolečkem posunutým dopředu (těsně za odtokovou hranu křídla), skořepinový trup a dozadu odsunovatelnou kabinu. Byl vybaven motorem Walter Minor 4-III. Vinou závady na palivové instalaci letoun 1.9.1950 havaroval.

Rekonstrukcí prvního prototypu vznikl letoun pojmenovaný LD-40, u kterého byly motýlkové ocasní plochy, které měly z hlediska pilotů nezvyklé vlastnosti, nahrazeny klasickými. Svislá ocasní plocha byla lichoběžníková, vodorovná měla z důvodu jednoduchosti a urychlení výroby tvar obdélníku. Ale stále to byla pouze improvizace.

Po vylepšení LD-40 byl zhotoven druhý prototyp, již s výstižným názvem L-40 Meta Sokol. Byl zcela odlišný od prvního prototypu. Kromě vnějších změn byly provedeny také úpravy vnitřku pilotní kabiny. Z technologického hlediska se některé díly používali opakovaně,



Obr.2.1 XLD-40 MÍR.

např. svislá a vodorovné ocasní plochy byly totožné, stejně tak i závěsy kormidel, křídélka, části řízení a další. Roku 1956 se zahájila stavba desetikusové série s původním motorem (nový motor M-332 zatím nebyl dodán). Skutečná sériová výroba, již s novým motorem, se rozběhla až o dva roky později. Dnešní podoba letounu je patrna z obr.2.2.

Od roku 1956 do 1959, kdy výroba Meta Sokolů skončila, byly provedeny pokusy o návrh paraverze Meta Sokola a také zástavba plochého motoru Continental O-300B.

V prvním případě došlo k tragickému ukončení experimentování, když při vysazování parašutista zavadil o výškovku letounu, který se v důsledku toho stal neovladatelným. V jeho troskách zahynul choceňský šéfpilot Alfons Koblížek.

U zástavby zmíněného plochého motoru došlo k přehřívání z důvodu špatné kapotáže, takže projekt byl zastaven.



Obr.2.2 Letoun L-40 Meta Sokol.

Celkově bylo vyrobených 106 kusů letounů, z kterých se více jak polovina exportovala do 16 zemí světa (zejména do Austrálie, Velké Británie, Švýcarska, NDR, NSR a dalších krajín).

2.2 Technický popis (L-40 „Meta Sokol“)

L-40 je celokovový čtyřmístní sportovní dolnoplošník s tříkolovým zatahovacím podvozkem.

Základní charakteristiky jednotlivých částí letounu:

- **Křídlo**

Je lichoběžníkové, jednonosníkové se zadním pomocným nosníkem. Profil Be 1120 je použit u kořene (tloušťka 15%) i u konce křídla (tloušťka 10%). Úhel šípů je $X = 7^\circ$ a úhel vzepětí $\Gamma = 6,5^\circ$. V náběžné části křídla je umístěna odnímatelná palivová nádrž. Ke křídlu je v odtokové části připevněna štěpná vztlaková klapka vychylovaná do dvou poloh 15° a 33° . Vzájemně zaměnitelná křídélka mají plátěný potah a výchylky -20° a $+15^\circ$.

- **Trup**

Střední část poloskořepinové konstrukce je postavena společně s centroplánem a za kabinou je spojena se zadní částí skořepinové konstrukce. Kryt kabiny má kostru svařenu z ocelových trubek čtvercového průřezu. Přední štít kabiny je pevně spojen s trupem, zadní část je odsunovatelná dozadu. Pilotní kabina je vybavena čtyřmi čalouněnými sedadly.

- **Ocasní plochy**

Jsou celokovové konstrukce, kýl je pevně spojen s trupem. Kormidla mají kovovou kostru a plátěný potah.

Výchylky: směrovka vpravo 27° , vlevo 33° , stabilizátor -2° a $+8^\circ$, výškovka $\pm 15^\circ$.

- **Pohonná jednotka**

Je tvořena invertním vzduchem chlazeným čtyřválcem s přímým vstřikem paliva a s kompresorem M-332 o výkonu 103kW (140koní) pohánějící kovovou elektricky stavitelnou dvoulistou vrtuli V-410.

- **Přistávací zařízení**

Tvořeno hlavním podvozkem zatahováním mechanicky směrem dozadu do křídla a zadní předsunutou ostruhou zatahovanou do trupu. Podvozková kola jsou rozměru 420x150mm u hlavního podvozku a 255x110mm na ostruze.

- **Řízení**

Je zdvojené, ruční volantové, nožní pedálové. Ovládání klapky, podvozku a přistávacího stabilizátoru je umístěno na panelu mezi předními sedadly.

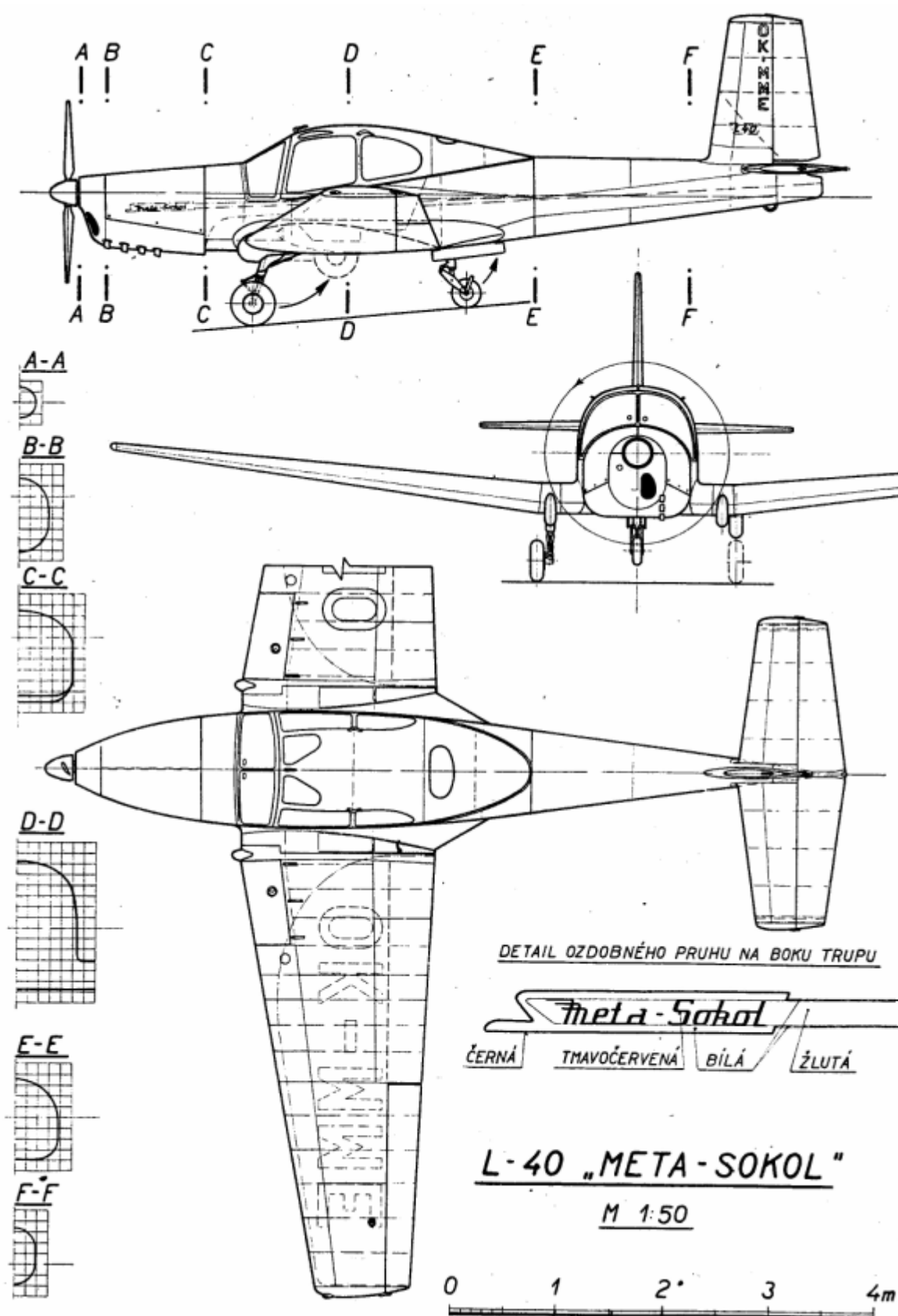
- **Technické údaje a výkony**

Tab. 2.1 uvádí parametry převzaty z [27].

Tab.2.1 Technické parametry a výkony letounu L-40 „Meta Sokol“.

Typ pohonné jednotky			Walter Minor 4-III	M-332
Rozpětí		[m]	10,05	10,05
Nosná plocha		[m ²]	16,56	16,56
Délka		[m]	7,15	7,54
Výška		[m]	2,47	2,47
Hmotnost	prázdná	[kg]	510	534
	vzletová	[kg]	850	935
Rychlost	maximální	[km.hod ⁻¹]	230	240
	cestovní	[km.hod ⁻¹]		210
	minimální	[km.hod ⁻¹]		95
Dostup		[km]	4850	5000
Dolet		[km]	850	1100
Tah motoru		[kW/k]	77/105	103/140

2.3 Třípohledový výkres původního letounu L-40 „Meta Sokol“



Obr.2.3 Třípohledový výkres L-40 „Meta Sokol“ dle [26].

3 Replika letounu L-40 „Meta Sokol“

3.1 Popis rekonstrukce

Úpravy letounu L-40 „Meta Sokol“ byly provedeny tak, aby replika splňovala požadavky předpisu CS-VLA, tj. neměla více než dvě sedadla, maximální vzletovou hmotnost do 750kg a pádovou rychlost v přistávací konfiguraci do 83km.h⁻¹ (45kts).

3.2 Změny jednotlivých částí letounu

- **Křídlo**

Ve srovnání s původním křídlem došlo ke změnám rozměrů a tedy i plochy, ale byl zachován půdorysný tvar. Konstrukce zůstává jednonosníková s pomocným zadním nosníkem, který slouží k uchycení křidélek a vztlakové mechanizace. Typ použitých klapek je stejný, jako na originálu, výchylky jsou 15° a 40°. Původní profily byly nahrazeny nesymetrickými profily typu GA(W), které znemožňují zaměnitelnost křidélek, jak tomu bylo v případě původního letounu. Konečný tvar nového křídla je patrný z obr.5.3. v kap.5. Podrobnější popis konstrukce je uveden v kap.9.5.1.

- **Trup**

Přední část trupu je řešena jako poloskořepinová s integrovaným průběžným centroplánem, zadní je pak vytvořena jako skořepinová. Kabina je řešena jako dvoumístná se sedadly vedle sebe oproti původní čtyřmístné. Všechny ovládací prvky jsou pro potřeby výcviku dosažitelné z obou sedadel. Jinak v ostatních částech si trup zachovává typické tvarové prvky charakteristické pro jeho předlohu [23].

- **Ocasní plochy**

Vodorovná ocasní plocha byla upravena dle tvarově příbuzné VOP letounu Sova KP-3V. Dle původního letounu jsou SOP a VOP stejné. Bližší popis konstrukce je obsažen v kap.9.5.2, geometrie je patrna z obr.5.4.

- **Pohonná jednotka, přistávací zařízení a řízení**

Původní pohonná jednotka M-332 byla nahrazena 4-válcovým motorem ROTAX 912 ULS s protichůdnými písty o výkonu 74,6kW (100koní). Důsledkem použití jiné pohonné jednotky je změna přední části trupu.

Jedním z nejtypičtějších znaků původního letounu je uspořádání přistávacího zařízení, protože je jedná o „obrácený“ příďový podvozek. Jelikož cílem repliky je zachovat co nejvíce detailů, je podvozek nového letounu řešen obdobným způsobem.

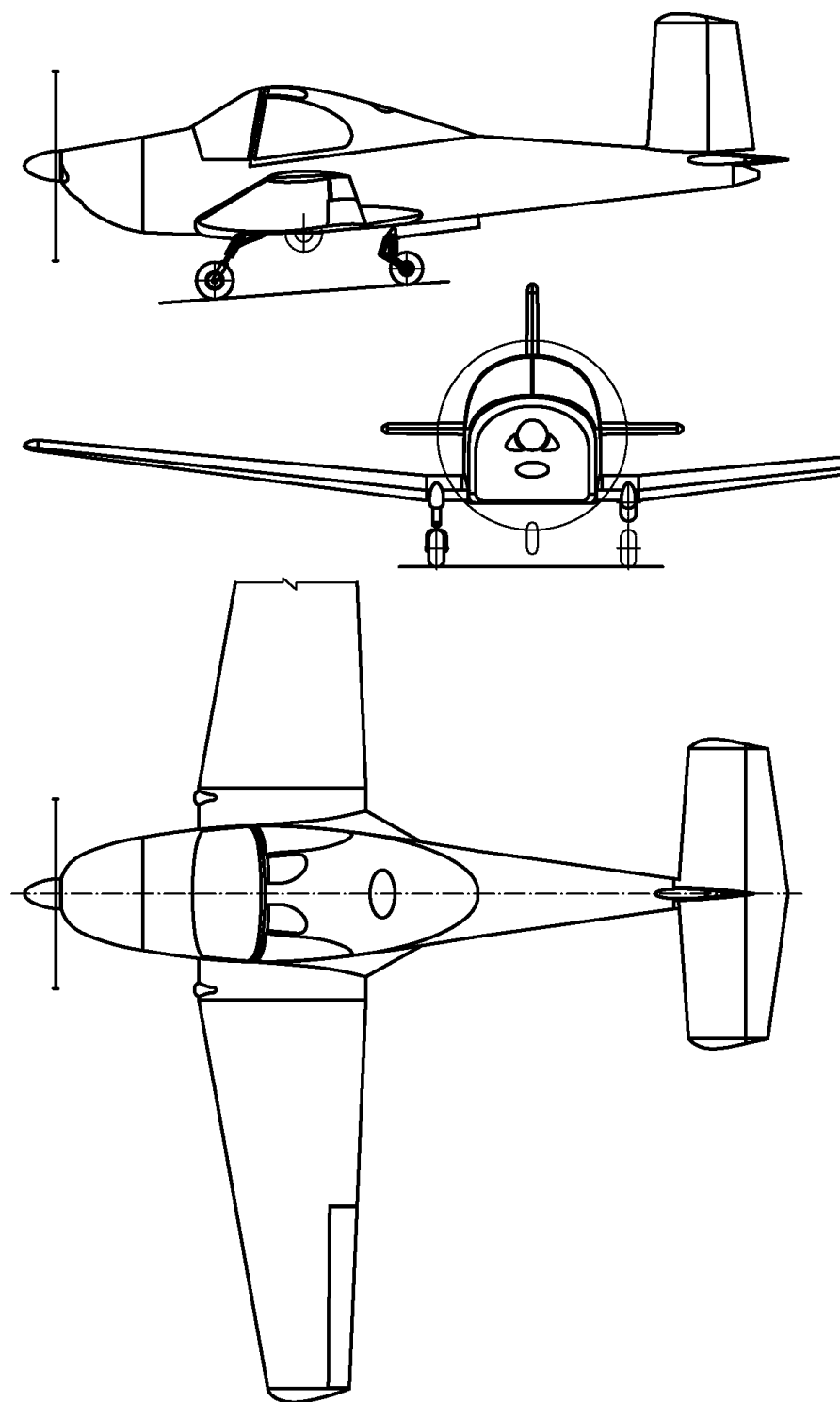
Ruční řízení je namísto volantu ovládáno kniplem, který je vhodnější z hlediska výcviku pilotů. Celý systém řízení je zdvojený, stejně jako v případě originálu.

- **Technické údaje a výkony**

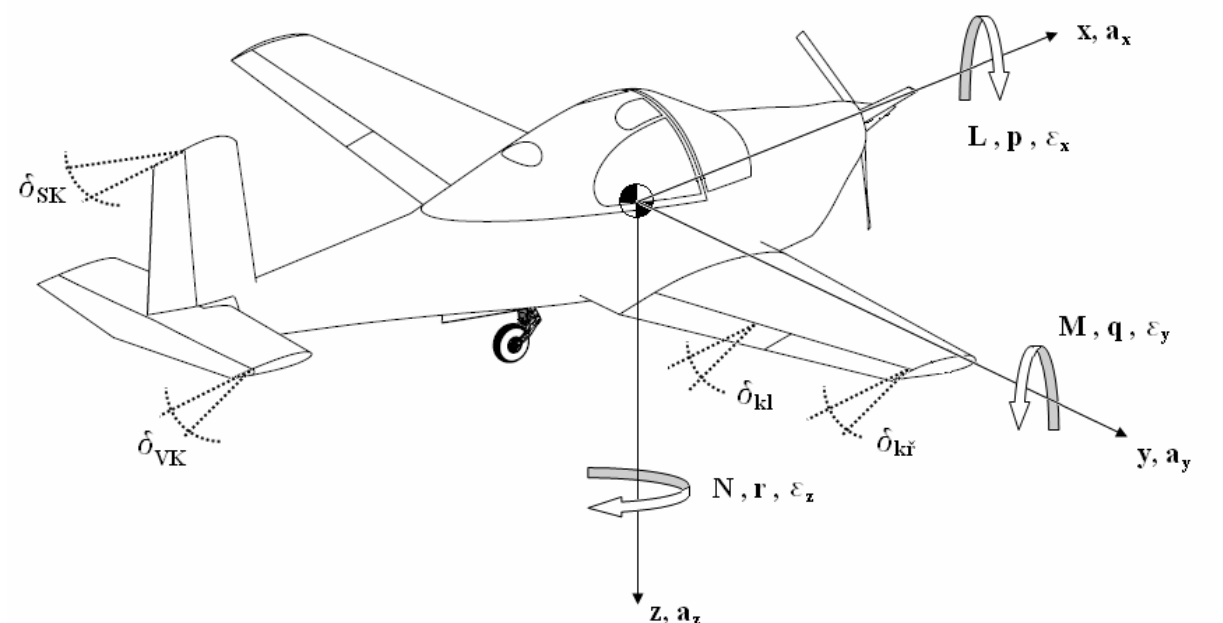
Tab.3.1 Technické parametry a výkony letounu „Metasokolík“.

Typ pohonné jednotky		ROTAX 912 UL
rozpětí	[m]	9,1
nosná plocha	[m ²]	10,77
délka	[m]	6,48
výška	[m]	
hmotnost	prázdná	[kg] 311,5
	vzletová	[kg] 545
dostup	[km]	dle režimu PJ
dolet	[km]	dle režimu PJ
tah motoru	[kW/k]	74,6/100

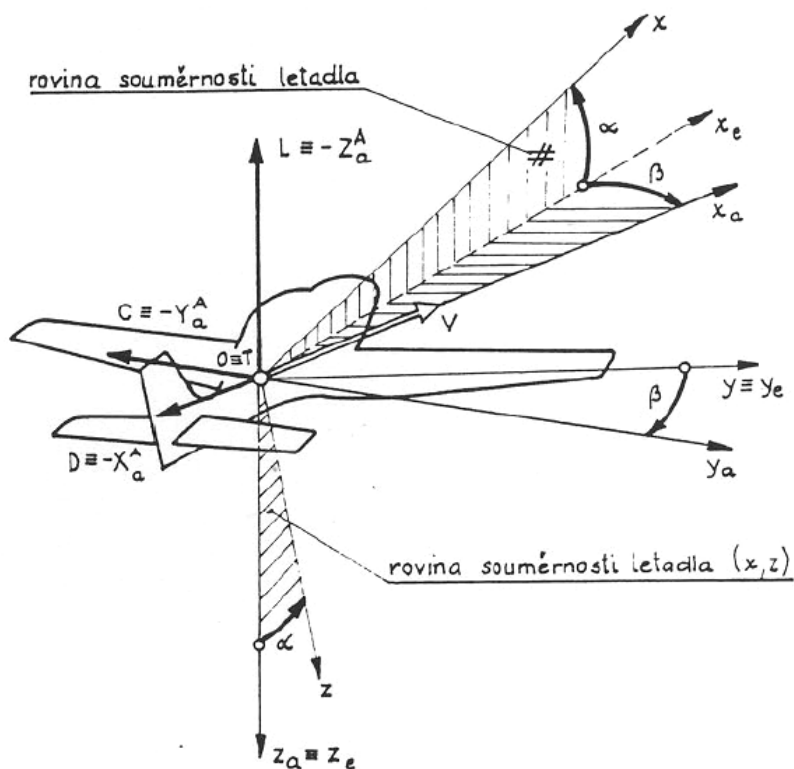
3.3 Třípohledový výkres repliky letounu L-40 „Meta Sokol“



Obr.3.1 Třípohledový výkres repliky L-40 „Meta Sokol“.



Obr.4.1 Definice kladných směrů letových veličin a výchylek orgánů řízení.



Obr.4.2 Aerodynamická (x_a, y_a, z_a) a letadlová (x, y, z) souřadnicová soustava a definice kladných směrů úhlů ofukování letounu, definice kladných aerodynamických sil draku (D, C, L). Základní geometrické charakteristiky letounu. Převzato z [4].

5 Základní geometrické charakteristiky

5.1 Křídlo

5.1.1 Shrnutí geometrických charakteristik a parametrů

Tab.5.1 Geometrické charakteristiky křídla.

	označení	hodnota	jednotky
Rozpětí celkové	b_{celk}	9,1	m
Rozpětí efektivní	$b_{\text{ef}}(b)$	9,0	m
Rozpětí centrolánu	b_{cent}	1,9	m
Plocha křídla	S	10,77	m^2
Plocha centrolánu	S_{cent}	2,85	m^2
Plocha vnějšího křídla	S_{vnej}	7,92	m^2
Štíhlost křídla	λ	7,52	-
Zúžení centrolánu	η_{cent}	1	-
Zúžení vnějšího křídla	η_{vnej}	2,06	-
Úhel vzepětí centrolánu	Γ_{cent}	0	°
Úhel vzepětí vnějšího křídla	Γ_{vnej}	6,5	°
Úhel šípů centrolánu	χ_{cent}	0	°
Úhel šípů vnějšího křídla (AS)	$\chi_{\text{vnej}}(\text{AS})$	6,9	°
Úhel šípů vnějšího křídla (NH)	$\chi_{\text{cent}}(\text{NH})$	10	°
Hloubka kořenového profilu	c_0	1,50	m
Hloubka koncového profilu	c_k	0,73	m
Úhel nastavení kořenového profilu	$\varphi_{\text{koř}}$	0	°
Úhel zkroucení koncového profilu	α_{zkr}	-3	°
Hloubka střední geometrické tětivy	c_{SGT}	1,197	m
Hloubka střední aerodynamické tětivy	c_{SAT}	1,249	m
Poloha střední aerodynamické tětivy	x_{SAT}	0,204	m
	y_{SAT}	1,960	m

5.1.2 Výpočet geometrických parametrů

Vzorce použité pro výpočet parametrů jsou převzaty z [5], význam jednotlivých symbolů je patrný z obr. 5.1.

- Štíhlost křídla:

$$\lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{9,0^2}{10,77} = 7,52 \quad (5.1)$$

- Zúžení vnějšího křídla:

$$\eta_{\text{vnej}} = \frac{c_0}{c_k} = \frac{1,50}{0,73} = 2,05 \quad (5.2)$$

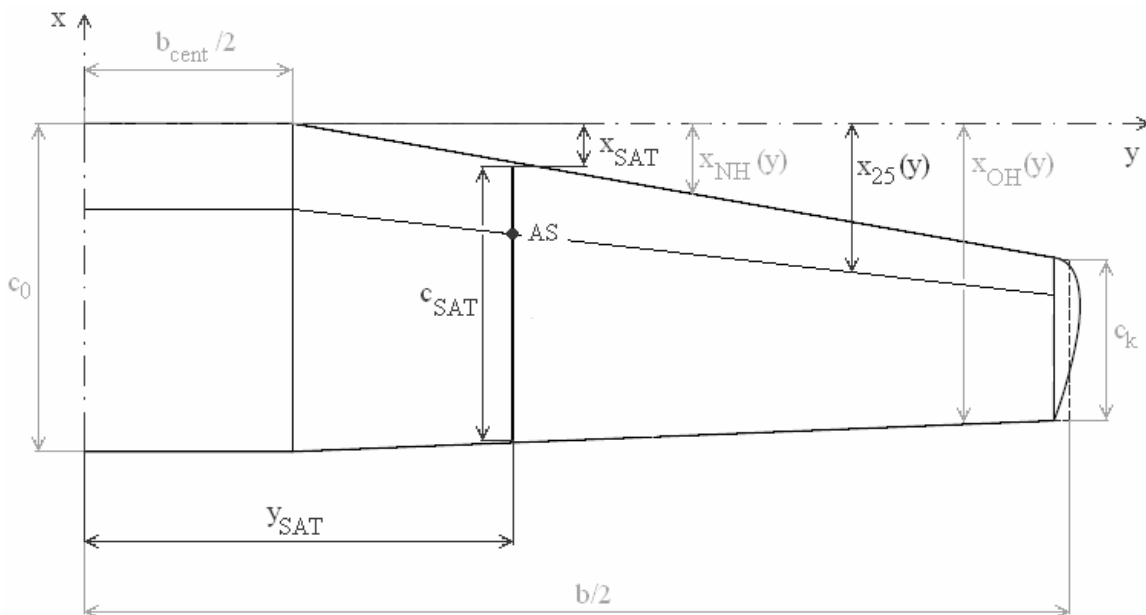
- Střední aerodynamická tětiva:

- hloubka SAT:

$$c_{\text{SAT}} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} (c(y))^2 dy \quad (5.3)$$

$$c_{\text{SAT}} = 1,249 \text{ m},$$

$$c(y) = \left\{ \begin{array}{ll} c_0 & \text{pro } 0 \leq y \leq \frac{b_{cent}}{2} \\ c_0 - \frac{c_0 - c_k}{\frac{b}{2} - \frac{b_{cent}}{2}} \cdot \left(y - \frac{b_{cent}}{2} \right) & \text{pro } \frac{b_{cent}}{2} < y \leq \frac{b}{2} \end{array} \right\}. \quad (5.4)$$



Obr. 5.1 Význam symbolů použitých ve výpočtech.

b) aerodynamický střed křídla:

Pro stanovení polohy AS křídla je nutné definovat průběh náběžné hrany a polohy aerodynamických středů po rozpětí (aerodynamická osa).

define NH:

$$x_{NH}(y) = \left\{ \begin{array}{ll} 0 & \text{pro } 0 \leq y \leq \frac{b_{cent}}{2} \\ c_k \cdot \frac{y - \frac{b_{cent}}{2}}{\frac{b}{2} - \frac{b_{cent}}{2}} & \text{pro } \frac{b_{cent}}{2} < 0 \leq \frac{b}{2} \end{array} \right\} \quad (5.5)$$

poloha aerodynamických středů po rozpětí:

$$x_{25}(y) = x_{NH}(y) + 0,25 \cdot c(y) \quad (5.6)$$

aerodynamický střed křídla:

$$x_{AS} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} x_{25}(y) \cdot c(y) dy \quad (5.7)$$

$$x_{AS} = 0,516m$$

c) poloha SAT ve směru osy x (viz lokální souřadnicová soustava dle obr.5.1):

$$x_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} c(y) \cdot x_{NH}(y) dy \quad (5.8)$$

$$x_{SAT} = 0,204m$$

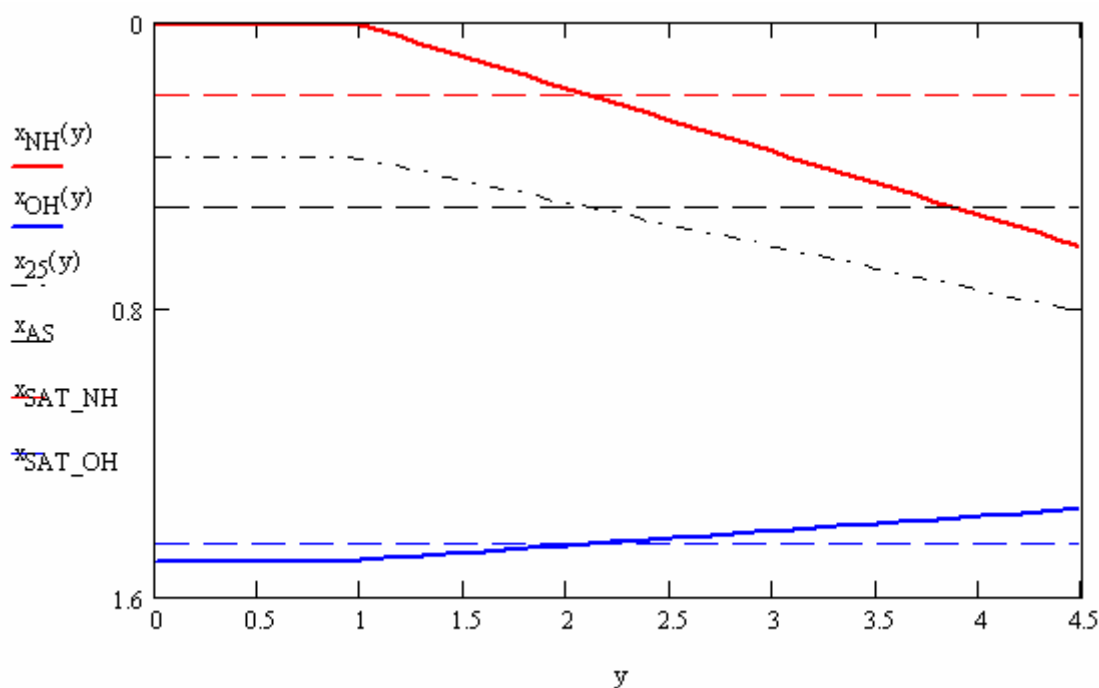
d) poloha SAT ve směru osy y (viz lokální souřadnicová soustava dle obr.5.1):

$$y_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} c(y) \cdot y dy \quad (5.9)$$

$$y_{SAT} = 1,979m$$

e) odtoková hrana: $x_{OH}(y) = x_{NH}(y) + c(y)$ (5.10)

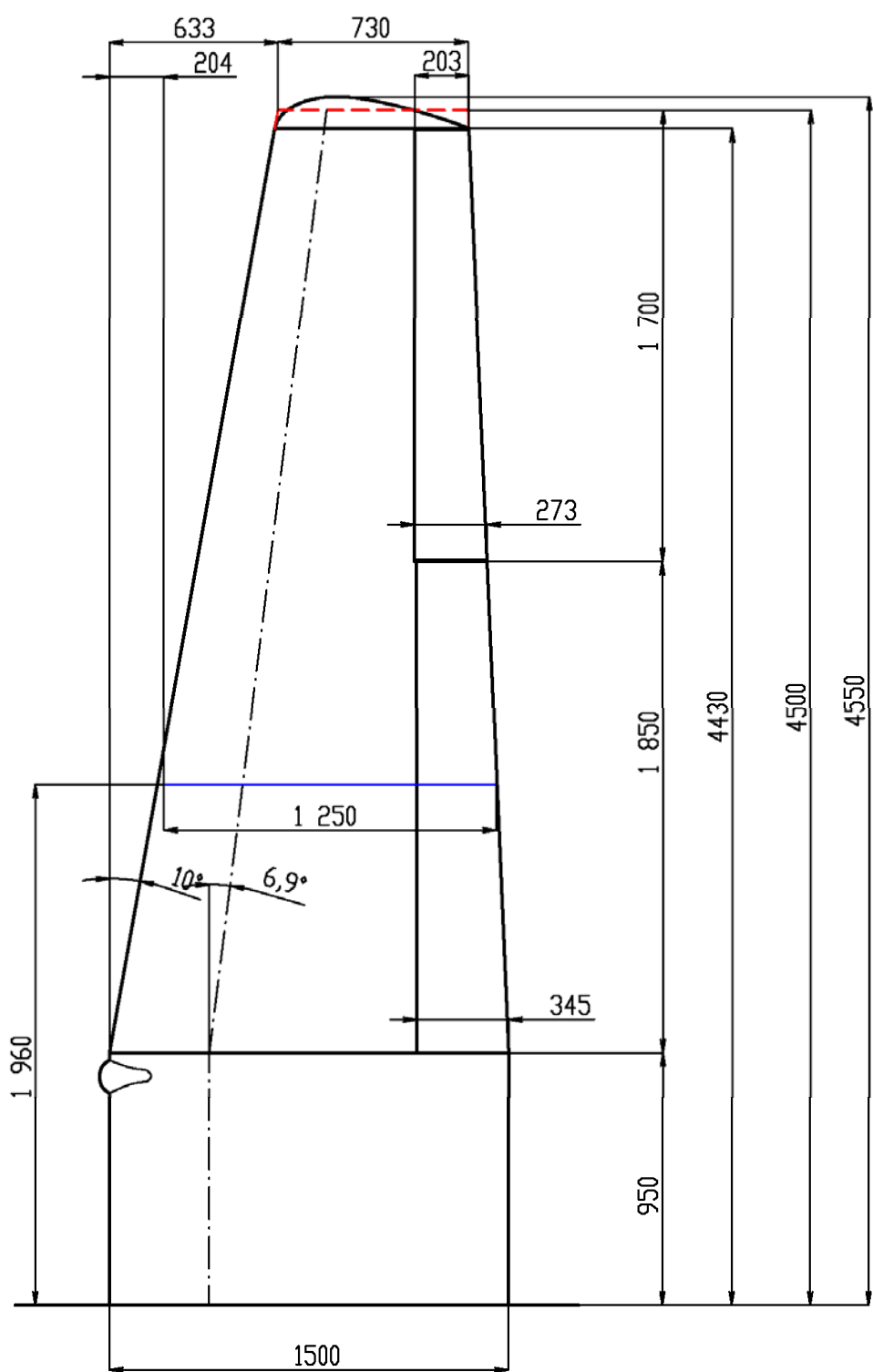
Průběhy x_{NH} , x_{OH} a x_{AS} jsou vykresleny v obr.5.2. Číselné hodnoty jsou uvedeny v příloze 2.



Obr.5.2 Průběh náběžné a odtokové hrany, průběh aerodynamické osy.

5.1.3 Náhradní křídlo

Geometrické parametry náhradního křídla, které bylo použito při výpočtech, jsou patrné z obr.5.3 (červený obrys).



Obr.5.3 Geometrie skutečného a náhradního křídla.

5.1.4 Křídélka a klapky

V tab.5.2 jsou obsaženy základní rozměry charakterizující křídélka a vztakovou mechanizaci křídla. Jejich tvar a umístění na křídle je znázorněné na obr.5.3.

Tab.5.2 Geometrie klapky a křídélka.

Klapka			
	označení	hodnota	jednotky
Plocha klapky	S_{kl}	0,569	m^2
Poměrná hloubka klapky	c_{kl}	0,23	m
Rozpětí klapky	b_{kl}	1,85	-
Kořenová hloubka klapky	$c_{0\ kl}$	0,345	m
Koncová hloubka klapky	$c_{k\ kl}$	0,273	m
Výchylka klapky pro vzlet	δ_{kl}	15	°
Výchylka klapky pro přistání	δ_{kl}	40	°

Křídélko			
	označení	hodnota	jednotky
Plocha křídélka	$S_{křid}$	0,399	m^2
Rozpětí	$b_{křid}$	1,7	m
Poměrná hloubka křídélka	$c_{křid}$	0,25	-
Hloubka křídélka – kořenová	$c_{0\ křid}$	0,273	m
Hloubka křídélka – koncová	$c_{k\ křid}$	0,203	m
Výchylka křídélka – dolů	$\delta_{křid\ d}$	15	°
Výchylka křídélka – nahoru	$\delta_{křid\ n}$	-20	°

5.2 Ocasní plochy

5.2.1 Shrnutí geometrických charakteristik a parametrů VOP

Tab.5.3 Geometrické charakteristiky VOP.

	označení	hodnota	jednotky
Rozpětí celkové	$b_{VOP\ celk}$	2,76	m
Rozpětí efektivní	$b_{VOP\ ef} (b_{VOP})$	2,74	m
Plocha VOP	S_{VOP}	2,324	m^2
Štíhlost VOP	λ_{VOP}	3,23	-
Zúžení VOP	η_{VOP}	1,39	-
Úhel vzepětí VOP	Γ_{VOP}	0	°
Úhel šípů VOP (AS)	$\chi_{VOP} (AS)$	1	°
Úhel šípů VOP (NH)	$\chi_{VOP} (NH)$	3,9	°
Hloubka kořenového řezu VOP	c_{0VOP}	0,985	m
Hloubka koncového řezu VOP	c_{kVOP}	0,71	m
Úhel nastavení VOP	φ_{VOP}	-2,7	°
Hloubka střední geometrické tětiny VOP	$c_{SGT\ VOP}$	0,848	m
Hloubka střední aerodynamické tětiny VOP	$c_{SAT\ VOP}$	0,855	m
Poloha střední aerodynamické tětiny VOP	$x_{SAT\ VOP}$	0,044	m
	$y_{SAT\ VOP}$	0,648	m
Výchylky výškového kormidla	δ_{VK}	+28, -34	°
Kořenová hloubka stabilizátoru	c_{0stab}	0,542	m
Koncová hloubka stabilizátoru	c_{kstab}	0,443	m
Kořenová hloubka VK	c_{0VK}	0,445	m
Koncová hloubka VK	c_{kVK}	0,265	m
Poměrná hloubka VK	c_{VK}	0,40	-

5.2.2 Shrnutí geometrických charakteristik a parametrů SOP

Tab.5.4 Geometrické charakteristiky SOP.

	označení	hodnota	jednotky
Celková výška SOP	$b_{SOP\ celk}$	1,31	m
Efektivní výška SOP	$b_{SOP\ ef} (b_{SOP})$	1,28	m
Plocha SOP	S_{SOP}	1,073	m ²
Štíhlost SOP	λ_{SOP}	1,53	-
Zúžení SOP	η_{SOP}	1,36	-
Úhel vzepětí SOP	Γ_{SOP}	0	°
Úhel šípů SOP (AS)	$\chi_{SOP} (AS)$	0,92	°
Úhel šípů SOP(NH)	$\chi_{SOP} (NH)$	3,8	°
Hloubka kořenového řezu SOP	c_{0SOP}	0,966	m
Hloubka koncového řezu SOP	c_{kSOP}	0,71	m
Hloubka střední geometrické třetivy SOP	$c_{SGT\ SOP}$	0,894	m
Hloubka střední aerodynamické třetivy SOP	$c_{SAT\ SOP}$	0,845	m
Poloha střední aerodynamické třetivy SOP	$x_{SAT\ SOP}$	0,04	m
	$y_{SAT\ SOP}$	0,607	m
Výchylka směrového kormidla	δ_{SK}	23	°
Kořenová hloubka kýlu	c_{0kyl}	0,559	m
Koncová hloubka kýlu	c_{kkyl}	0,445	m
Kořenová hloubka SK	c_{0SK}	0,407	m
Koncová hloubka SK	c_{kSK}	0,265	m
Poměrná hloubka SK	$c_{SK'}$	0,40	-

5.2.3 Výpočet geometrických parametrů OP

Postup výpočtu je stejný jako v případě křídla. Průběhy náběžné a odtokové hrany a aerodynamické osy VOP a SOP jsou obsaženy v příloze 3.

Základní geometrické rozměry, včetně střední aerodynamické třetivy a její polohy jsou zobrazeny na obr.5.4.

Mezi další důležité parametry, které souvisí s OP letounu je mohutnost. Výpočet je součástí kap. 5.2.

5.3 Trup

5.3.1 Shrnutí geometrických parametrů trupu

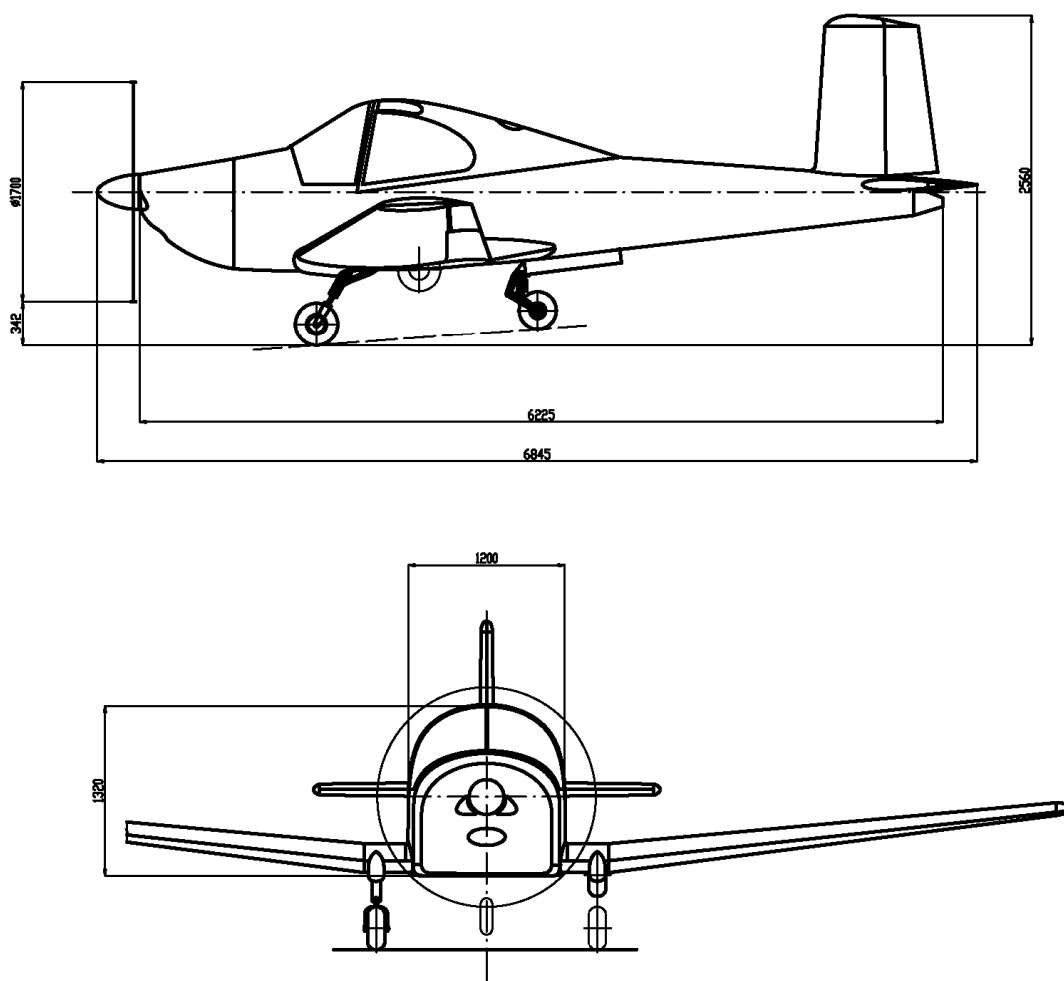
Tab.5.5 Geometrické charakteristiky trupu.

	označení	hodnota	jednotky
Délka trupu (bez kužele)	l_{trup}	6,22	m
Maximální šířka trupu	b_{trup}	1,2	m
Maximální výška trupu	h_{trup}	1,32	m
Štíhlost trupu	λ_{trup}	4,57	-
Největší čelní průřez trupu	S_{trup}	1,454	m ²
Omočený povrch trupu	P_{trup}	12,77	m ²
Ekvivalentní průměr trupu	$d_{\text{trup}}(d_f)$	1,36	m

Maximální čelní průřez trupu byl zjištěn pomocí programu Catia a z něho byl spočten ekvivalentní průměr trupu jako

$$d_{\text{trup}} = \sqrt{\frac{4 \cdot S_{\text{trup}}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 1,454}{\pi}} = 1,36 \text{ m} \quad (5.11)$$

Tvar trupu je znázorněn na obr.5.5.



Obr.5.5 Rozměry trupu repliky letounu L-40 „Meta Sokol“.

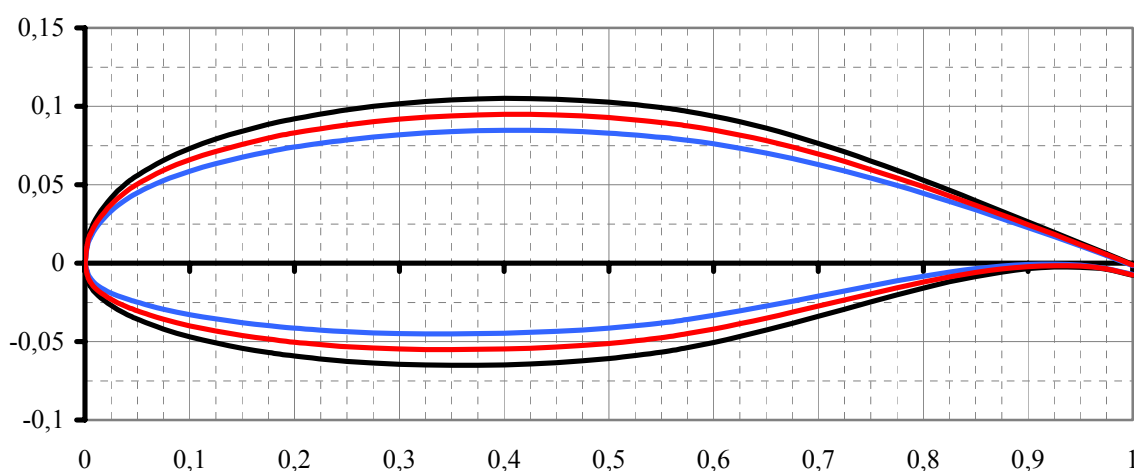
6 Aerostatické podklady

6.1 Aerodynamické charakteristiky

6.1.1 Aerodynamické charakteristiky profilů

V rámci návrhu repliky L-40 nebyly zachovány původní profily Be 1120, z důvodu nedostatku informací o jejich geometrii a vlastnostech. Dle doporučení vedoucího diplomové práce byli použity profily typu GA(W), které jsou charakteristické především vysokým součinitelem vztlaku.

Snaha zachovat tloušťku kořenového řezu dle původního letounu, tzn. 15 %, vedla ke vzniku profilu (dále označován jako GAW*), který vychází z geometrie profilů GA(W)-1 (17%) a GA(W)-2 (13%) a má tloušťku 15%. Tvary všech třech zmíněných profilů jsou vykresleny na obr.6.1.



Obr.6.1 Profily GA(W)-1, GA(W)-2 a GAW*.

Prostřednictvím programu X-Foil byly zjištěny jejich vztlakové a momentové čáry a profilové poláry. Na základě srovnání charakteristik a za použití hodnot získaných z měření z tunelu ([2], [3]) bylo možné odhadnout profilové charakteristiky GAW* potřebné pro předběžný aerodynamický výpočet. Postup je naznačen v příloze 4. Pro konec křídla byl zvolen GA(W)-2 o tloušťce 13%. Jeho charakteristiky byly převzaty z [2]. Příloha 5 uvádí aerodynamické charakteristiky profilu kořene i konce křídla.

6.1.2 Aerodynamické charakteristiky křídla

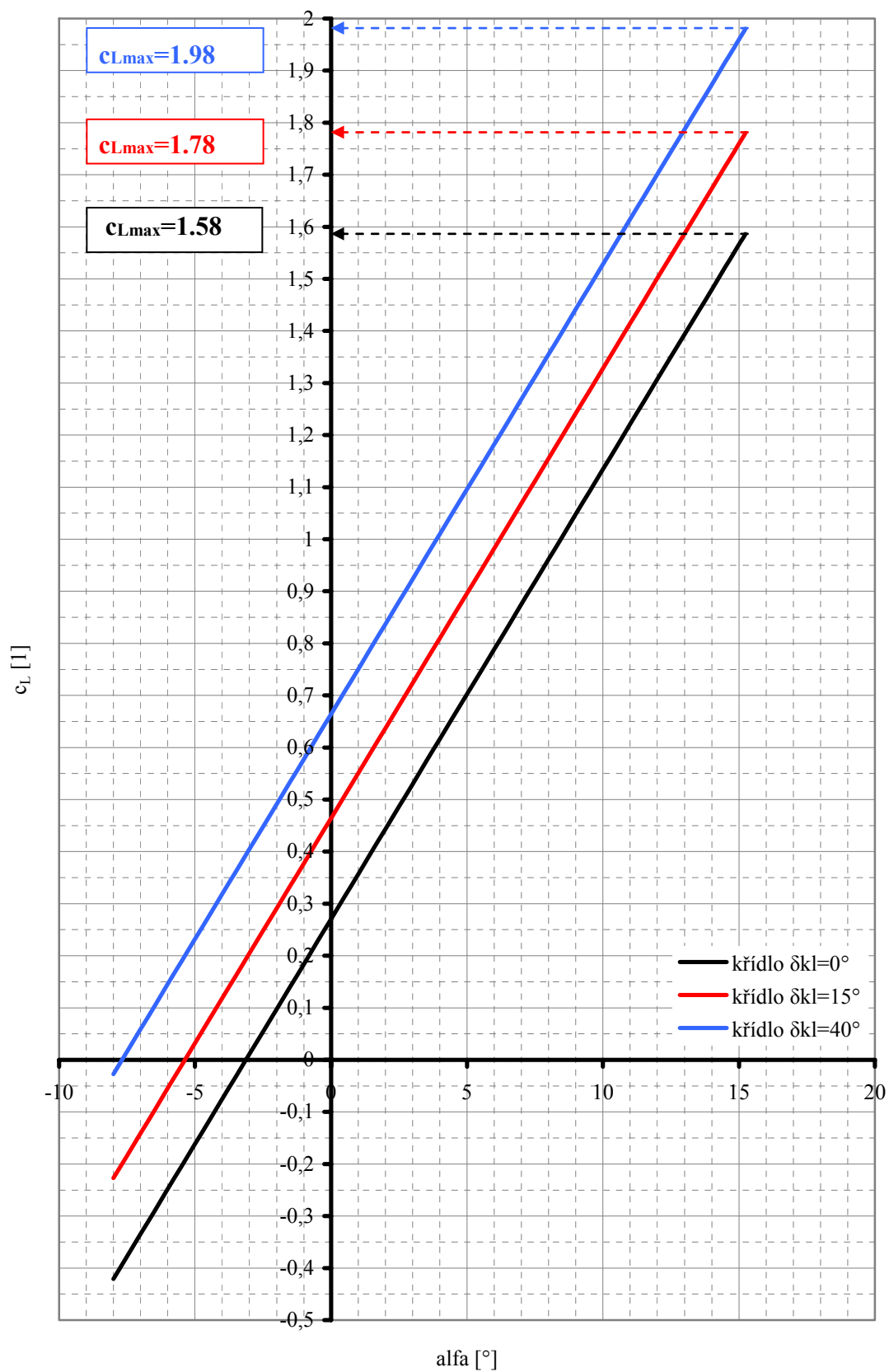
Pomocí programu Glauert III byly zjištěny sklon vztlakové čáry, úhel náběhu při nulovém vztlaku a maximální součinitel vztlaku křídla pro různé výchylky klapky. Dle těchto údajů byly sestaveny vztlakové čáry křídla (jako přímky s patřičným sklonem a omezeny hodnotou $c_{L_{\max \text{ kř}}}$), které jsou vyneseny do obr.6.2. Dle [7] lze pro předběžné výpočty uvažovat $c_{L_{\alpha \text{ kř}}}$ s vychýlenými klapkami za totožné s $c_{L_{\alpha \text{ kř}}}$ bez klapky. $\alpha_{0 \text{ kř}}$ s klapkami byly odečteny z průběhů vztlakových čar a následně se stanovil součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu dle

$$c_{L0} = -c_{L\alpha} \cdot \alpha_0 \quad (6.1)$$

Shrnutí získaných výsledků uvádí tab.6.1.

Tab.6.1 Aerodynamické charakteristiky křídla.

	Název	Označení	Hodnota	Jednotky
$\delta_{kl} = 0^\circ$	Maximální součinitel vztlaku křídla	$c_{Lmax\ kř}$	1,58	[1]
	Minimální součinitel vztlaku křídla	$c_{Lmin\ kř}$	-0,63	[1]
	Sklon vztlakové čáry křídla	$c_{L\alpha\ kř}$	4,95	[rad ⁻¹]
	Úhel nulového vztlaku křídla	$\alpha 0_{kř}$	-3,13	[°]
	Součinitel vztlaku křídla při úlu náběhu 0°	$c_{L0\ kř}$	0,2704	[1]
$\delta_{kl} = 15^\circ$	Maximální součinitel vztlaku křídla	$c_{Lmax\ kř\ 15}$	1,78	[1]
	Sklon vztlakové čáry křídla	$c_{L\alpha\ kř\ 15}$	4,95	[rad ⁻¹]
	Úhel nulového vztlaku křídla	$\alpha 0_{kř\ 15}$	-5,37	[°]
	Součinitel vztlaku křídla při úlu náběhu 0°	$c_{L0\ kř\ 15}$	0,4640	[1]
$\delta_{kl} = 40^\circ$	Maximální součinitel vztlaku křídla	$c_{Lmax\ kř\ 40}$	1,98	[1]
	Sklon vztlakové čáry křídla	$c_{L\alpha\ kř\ 40}$	4,95	[rad ⁻¹]
	Úhel nulového vztlaku křídla	$\alpha 0_{kř\ 40}$	-7,69	[°]
	Součinitel vztlaku křídla při úlu náběhu 0°	$c_{L0\ kř\ 40}$	0,6640	[1]



Obr.6.2 Vztlakové čáry křídla.

6.1.3 Aerodynamické charakteristiky ocasních ploch

Pro stanovení aerodynamických charakteristik byl použit program Advanced Aircraft Analysis. Vypočtené hodnoty obsahuje tab.6.2.

Tab.6.2 Aerodynamické charakteristiky VOP a SOP.

Název	Označení	Hodnota	Jednotky
Maximální součinitel vztlaku VOP	$c_{L_{\max}} \text{ VOP}$	1,38	[1]
Sklon vztlakové čáry VOP	$c_{L\alpha} \text{ VOP}$	3,18	$[\text{rad}^{-1}]$
Sklon vztlakové čáry SOP	$c_{L\alpha} \text{ SOP}$	2,34	$[\text{rad}^{-1}]$

6.1.4 Aerodynamické charakteristiky letounu

- a) Sklon vztlakové čáry letounu bez výchytky klappek

Sklon vztlakové čáry letounu na základě [5] je možné určit dle rovnice

$$a = a_{BVOP} + a_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right), \quad (6.2)$$

kde člen a_{BVOP} představuje sklon vztlakové čáry letounu bez ocasních ploch (tedy $a_{\text{Křídlo-Trup}}$). Literatura [7] uvádí pro jeho výpočet vztah

$$c_{La_{wf}} = K_{wf} \cdot c_{La_w}, \quad (6.3)$$

přičemž

$$K_{wf} = 1 + 0,025 \cdot \left(\frac{d_f}{b}\right) - 0,25 \cdot \left(\frac{d_f}{b}\right)^2 = 1 + 0,025 \cdot \left(\frac{1,36}{9}\right) - 0,25 \cdot \left(\frac{1,36}{9}\right)^2 = 0,998 \quad (6.4)$$

a c_{La_w} je sklon vztlakové čáry křídla (viz tab.6.1). Po dosazení do 6.3 je sklon vztlakové čáry kombinace křídlo- trup roven

$$c_{La_{wf}} = 0,998 \cdot 4,95 = 4,94 \text{ rad}^{-1}$$

(Pozn.: d_f je ekvivalentní průměr trupu uveden v kap.5.3)

$\partial \varepsilon / \partial \alpha$ je derivace úhlu zešíkmení proudu vzduchu v místě VOP podle úhlu náběhu a je možné ji stanovit pomocí výrazu

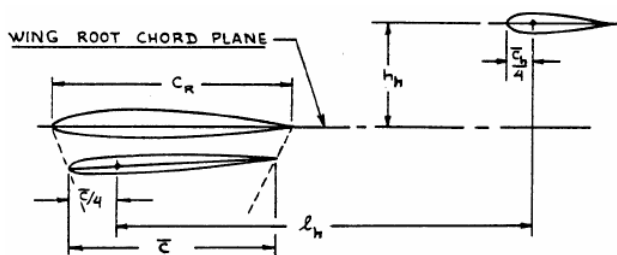
$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 4,44 \cdot \left[\left(K_A \cdot K_\lambda \cdot K_h \cdot (\cos \Lambda_{c/4})^{1/2} \right)^{1,19} \right] \cdot \left[(c_{La_w})_{atM} / (c_{La_w})_{atM=0} \right], \quad (6.5)$$

kde

$$K_A = (1/A) - 1/(1 + A^{1,7}) = (1/7,52) - 1/(1 + 7,52^{1,7}) = 0,102 \quad (6.6)$$

$$K_\lambda = (10 - 3 \cdot \lambda) / 7 = \left(10 - 3 \cdot \frac{c_k}{c_0} \right) / 7 = \left(10 - 3 \cdot \frac{0,73}{1,50} \right) / 7 = 1,22 \quad (6.7)$$

$$K_h = (1 - h_h / b) \cdot (2 \cdot l_h / b)^{1/3} = (1 - 0,847 / 9) \cdot (2 \cdot 4,142 / 9)^{1/3} = 0,931 \quad (6.8)$$



Obr.6.3 Geometrické údaje pro výpočet koeficientu K_h . Převzato z [7].

Geometrické parametry potřebné pro výpočet K_h jsou vidět na obr.6.3. Jelikož vliv stlačitelnosti není uvažován, je poslední člen rovnice 6.5 roven 1 a úhel šípů čtvrtinové čáry $\Lambda_{c/4}$ je nutné dosadit v radiánech. Po dosazení

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 4,44 \cdot \left[(0,102 \cdot 1,22 \cdot 0,931 \cdot (\cos 0,1204)^{1/2})^{1,19} \right] \cdot [1] = 0,3386$$

Součinitel snížení kinetického tlaku v místě VOP lze při nedostatku přesnějších údajů brát $k_{VOP} = 0,85-0,95$ pro VOP umístěné na trupu [5]. Pro výpočty byla zvolena hodnota $k_{VOP} = 0,93$.

Sklon vztlakové čáry letounu spočten dle (6.2)

$$a = 4,94 + 3,18 \cdot 0,93 \cdot \frac{2,324}{10,77} \cdot (1 - 0,3386) = 5,36 \text{ rad}^{-1}$$

- b) Sklon vztlakové čáry letounu s vychýlenými klapkami

Je definován jako

$$c_{L\alpha \delta kl} = c_{L\alpha} + c_{L\alpha h} \cdot \eta_h \cdot \left(\frac{S_h}{S} \right) \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right), \quad (6.9)$$

přičemž $c_{L\alpha h}$ označuje sklon vztlakové čáry VOP (viz tab.6.2), $\eta_h = k_{VOP}$, $S_h = S_{VOP}$. Pro daný případ

$$c_{L\alpha \delta kl} = 5,36 + 3,18 \cdot 0,93 \cdot \left(\frac{2,324}{10,77} \right) \cdot (1 - 0,3386) = 5,37$$

- c) Maximální součinitel vztlaku letounu

Dle [8] lze pro předběžné výpočty předpokládat, že součinitel vztlaku letounu je o 5% nižší, než součinitel vztlaku křídla, tedy

$$c_L = \frac{c_{Lkř}}{1,05} \quad (6.10)$$

- d) Součinitel vztlaku letounu při α_0

α_0 bez klapky plyne z výrazu (6.1), přičemž pro c_{L0} letounu uvádí [7] vztah

$$c_{L0} = c_{L0 wf} + c_{L\alpha h} \cdot \eta_h \cdot \left(\frac{S_h}{S} \right) \cdot (i_h - \varepsilon_{0h}) \quad (6.11)$$

kde $c_{L0 wf}$ je součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu kombinace křídlo – trup, který lze určit dle

$$c_{L0 wf} = (i_w - \alpha_{0Lw}) \cdot c_{L\alpha wf}, \quad (6.12)$$

kde i_w je úhel nastavení křídla v radiánech, $\alpha_{0Lw} = \alpha_{0kř}$, i_h je úhel nastavení VOP a ε_{0h} je možné pro většinu letounů považovat za 0.

Po dosazení do (6.12) a (6.11)

$$c_{L0wf} = \text{radians}(0 - (-3,13)) \cdot 4,94 = 0,2699$$

$$c_{L0} = 0,2699 + 3,18 \cdot 0,93 \cdot \left(\frac{2,324}{10,77} \right) \cdot \text{radians}(-2,7 - 0) = 0,2398$$

Souhrn získaných hodnot je uveden v tab.6.3 až tab.6.5, grafické znázornění viz příloha 6.

Tab.6.3 Aerodynamické charakteristiky letounu v čisté konfiguraci.

Název	Označení	Hodnota	Jednotky
Maximální součinitel vzlaku letounu	$c_{L,max}$	1,53	[1]
Sklon vzlakové čáry letounu	$c_{L\alpha}$	5,36	$[\text{rad}^{-1}]$
Součinitel vzlaku při nulovém α	c_{L0}	0,2398	[1]
Úhel nulového vzlaku letounu	α_0	-2,56	

Tab.6.4 Aerodynamické charakteristiky letounu pro $\delta_{kl} = 15^\circ$.

Název	Označení	Hodnota	Jednotky
Maximální součinitel vzlaku letounu	$c_{L,max}$	1,70	[1]
Úhel nulového vzlaku letounu	$\alpha_{0,15}$	-4,5	$[\circ]$

Tab.6.5 Aerodynamické charakteristiky letounu pro $\delta_{kl} = 40^\circ$.

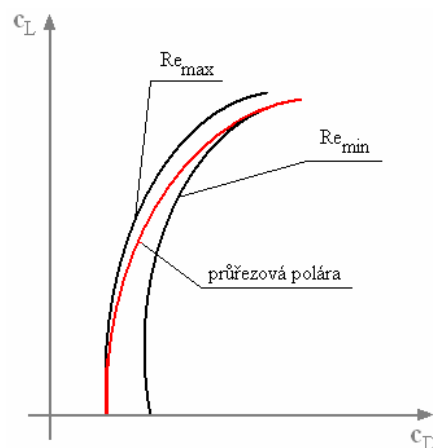
Název	Označení	Hodnota	Jednotky
Maximální součinitel vzlaku letounu	$c_{L,max}$	1,88	[1]
Úhel nulového vzlaku letounu	$\alpha_{0,40}$	-6,5	$[\circ]$

6.2 Polára letounu v čisté konfiguraci

Pro stanovení poláry, podle které probíhají změny součinitele vzlaku a odporu za letu (tzv. průřezová polára), je nutné určit poláru při maximální a minimální rychlosti letu. Plynulým proložením obou křivek (jak je naznačeno na obr.6.4) se získá průřezová polára letounu. Za v_{max} byla považována cestovní rychlost, za v_{min} rychlost pádová bez použití vzlakových klappek. Číselné hodnoty zmíněných rychlostí jsou uvedeny v obálce zatížení, která byla převzata z [22] a je znázorněna v kap.7.

Postup výpočtu ve formě tabulky proveden dle [1] je kvůli rozsáhlosti obsažen v elektronické příloze (pod názvem „Polary“).

Pro stanovení součinitele odporu letounu c_D v závislosti na součiniteli vzlaku c_L lze použít vztah dle [1].



Obr.6.4 Konstrukce průřezové poláry.

$$c_D = (c_{Dpmin} + \Delta c_{Dp}) \cdot \left(1 - k_1 \cdot \frac{S_1}{S} \right) + \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda_e} \cdot (1 + \delta) + 1,03 \cdot \frac{\sum c_{Dk} \cdot S_k}{S} + \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda_e} \cdot (1 + \delta) \cdot \left(\frac{1}{e} - 1 \right) \quad (6.13)$$

Rovnice (6.13) představuje součet odporu náhradního profilu křídla, indukovaného odporu, odporu ostatních částí letounu a vlivu změny škodlivého odporu s úhlem náběhu. Jednotlivé členy jsou stanoveny v následujících kapitolách. Výpočet je proveden dle postupu v [1] pro letoun s pevným výškovým kormidlem.

6.2.1 Polára křídla bez vlivu indukovaného odporu

Postup použitý pro stanovení poláry křídla dle zmíněné literatury předpokládá lineární rozložení součinitelů odporu a vztlaku po rozpětí, přičemž okrajové hodnoty jsou dány profilovými polárami kořenového a koncového profilu. Polára se pak určí dle

$$c_L = S_I \cdot c_{L I} + S_{II} \cdot c_{L II} \quad (6.14)$$

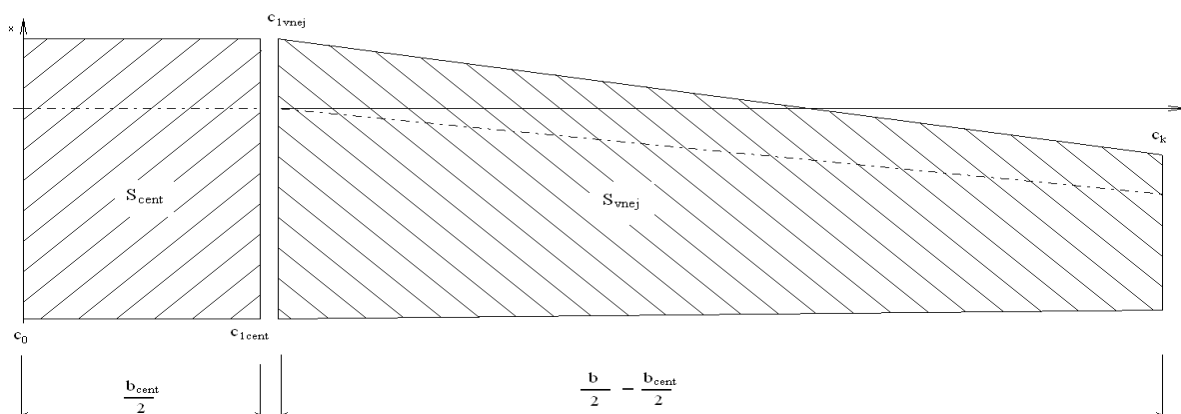
$$c_D = S_I \cdot c_{D I} + S_{II} \cdot c_{D II} \quad (6.15)$$

(Pozn.: pro tento případ I = cent., II = vnej. Významy jednotlivých symbolů viz dále.)

Postup výpočtu pro kombinované (resp. lomené) křídlo je následující:

a) Rozdělení křídla dle počtu zalomení

Na obr.6.5 je znázorněno rozdělení křídla a vysvětlení jednotlivých symbolů použitých při výpočtu.



Obr.6.5 Části křídla uvažované pro výpočet .

b) Koeficienty k_0 , k_{1cent} , k_{1vnej} a k_k

Tyto koeficienty vyjadřují ovlivnění vlastností křídla kořenovým a koncovým profilem. Slouží pro stanovení hodnot c_{Lcent} , c_{Lvnej} , c_{Dcent} a c_{Dvnej}

$$k_0 = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot c_0 + c_{1cent}}{c_0 + c_{1cent}} = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot 1,50 + 1,50}{1,50 + 1,50} = 0,50 \quad (6.16a)$$

$$k_{1cent} = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot c_{1cent} + c_0}{c_0 + c_{1cent}} = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot 1,50 + 1,50}{1,50 + 1,50} = 0,50 \quad (6.16b)$$

$$k_{1vnej} = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot c_{1vnej} + c_k}{c_{1vnej} + c_k} = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot 1,50 + 0,73}{1,50 + 0,73} = 0,56 \quad (6.16c)$$

$$k_k = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot c_k + c_{1vnej}}{c_{1vnej} + c_k} = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot 0,73 + 1,50}{1,50 + 1,50} = 0,44 \quad (6.16d)$$

c) Součinitele vztlaku c_{Lcent} , c_{Lvnej} a odporu c_{Dcent} a c_{Dvnej} .

$$c_{Lcent} = k_0 \cdot c_{L0}' + k_{1cent} \cdot c_{L1}' \quad (6.17a) \quad c_{Dcent} = k_0 \cdot c_{D0}' + k_{1cent} \cdot c_{D1}' \quad (6.17a)$$

$$c_{Lvnej} = k_{1vnej} \cdot c_{L1}' + k_k \cdot c_{Lk}', \quad (6.17b) \quad c_{Dvnej} = k_{1vnej} \cdot c_{D1}' + k_k \cdot c_{Dk}' \quad (6.17b)$$

kde za c_{L0}' , c_{L1}' a c_{D0}' , c_{D1}' se dosadí součinitele vztlaku a odporu kořenového profilu při úhlu náběhu α_0 a za c_{Lk}' , resp. c_{Dk}' součinitel vztlaku resp. odporu koncového profilu při

$$\alpha_k = \alpha_0 + \Delta_k. \quad (6.18)$$

Δ_k představuje úhel zkroucení křídla.

(Pozn.: $c_{L0}' = c_{L1}'$ a $c_{D0}' = c_{D1}'$)

d) Poměrné plochy jednotlivých částí křídla S_{cent}' , S_{vnej}' (resp. S_I , S_{II})

$$S_{cent}' = \frac{S_{cent}}{S} = \frac{2,85}{10,77} = 0,26 \quad (6.19a)$$

$$S_{vnej}' = \frac{S_{vnej}}{S} = \frac{7,92}{10,77} = 0,74 \quad (6.19b)$$

e) Součinitel vztlaku c_L a součinitel odporu křídla c_D

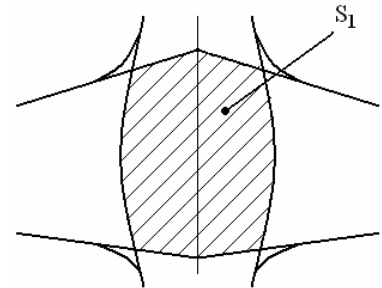
$$c_L = S_{cent}' \cdot c_{Lcent} + S_{vnej}' \cdot c_{Lvnej}$$

$$c_D = S_{cent}' \cdot c_{Dcent} + S_{vnej}' \cdot c_{Dvnej}$$

Jelikož se jedná o profilový odpor křídla, dále bude hodnota c_D (spočtena dle (6.15)) označována jako c_{Dp} . Označení c_D bude použito pro součinitel odporu letounu.

Součinitel c_{Dp} je nutno vynásobit výrazem $(1 - k_1 \cdot (S_1/S))$, který vyjadřuje jednak vliv zmenšení obtékaného povrchu křídla o část zakrytou trupem (plocha S_1), a také vliv interference mezi křídlem a trupem (součinitel k_1) [1]. Plochou S_1 se rozumí plocha dle obr.6.6, pro přibližný odhad součinitele k_1 lze použít hodnotu 0,6 (platí pro dolnoplošník s rovnými boky trupu).

Pro výpočet byla použita hodnota $S_1 = 1,8\text{m}^2$.



Obr.6.6 Plocha zakryta trupem, převzato z [1].

6.2.2 Indukovaný odpor křídla

Je definován výrazem

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda_e} \cdot (1 + \delta), \quad (6.20)$$

kde symbol δ označuje tzv. Glauertův opravný součinitel na půdorysný tvar křídla. Byl stanoven dle [1], str.43, obr.30. Jeho číselná hodnota pro definované křídlo je 0,0108. Efektivní stíhlost λ_e je dána vztahem

$$\lambda_e = \frac{b^2}{S} \cdot \frac{K}{1 - \frac{S_1}{S}}. \quad (6.21)$$

Koeficient K se pohybuje v rozmezí 0,8 až 1, pro výpočet byla zvolena hodnota 0,9.
Po dosazení do (6.21)

$$\lambda_e = \frac{9^2}{10,77} \cdot \frac{0,9}{1 - \frac{1,8}{10,77}} = 8,13.$$

6.2.3 Škodlivé odpory

a) Křídlo

Škodlivé odpory na křídle jsou způsobeny přítomností nýtů, závisí dále na provedení vztlakové klapky, křídélka a jsou také ovlivněny turbulencí proudu za tažnou vrtulí. Pro výpočty je uvažována hodnota $c_{Dkk} = 0,0019$ (předběžný odhad).

b) Trup

Je považován za nevztlkové těleso, takže způsobuje pouze přírůstek odporu, který lze stanovit dle

$$c_{Dktr}' = c_f \cdot \eta_c \cdot \frac{F_{tr}}{S_{tr}} + \Delta c_{Dktr}' + \frac{\sum c_{Dk}' \cdot S_k}{S}. \quad (6.22)$$

Význam jednotlivých členů:

c_f ... součinitel tření rovinné desky při stejném Re jako má trup. Na základě [1]

$c_f = 0,0022$ pro v_{min}

$c_f = 0,0018$ pro v_{max}

η_c ...součinitel zahrnující vliv tlakového odporu trupu a skutečnost, že rozložení tlaku na rovinné desce je jiné než na trupu . Závísí na štíhlosti trupu, která je dána vztahem

$$\lambda_{tr} = \frac{L_{tr}}{\sqrt{4 \cdot \frac{S_{tr}}{\pi}}}, \quad (6.23)$$

kde

L_{tr} ... délka trupu ($L_{tr} = 6,225m$)

S_{tr} ... čelní průřez trupu ($S_{tr} = 1,454m^2$)

Po dosazení

$$\lambda_{tr} = \frac{6,22}{\sqrt{4 \cdot \frac{1,454}{\pi}}} = 4,57.$$

$\eta_c = 1,3$ (dle [1], str.47, obr.32).

F_{tr} ... tzv. omočený povrch trupu. Pro výpočet hladkého povrchu trupu lze použít empirický výraz

$$F_{tr} = (F_{trb} + F_{trp}) \cdot \left(2 - 0,4 \cdot \frac{F_{trp}}{F_{trb}} \right), \quad (6.24)$$

kde

F_{trb} ... plocha bokorysu trupu ($F_{trb} = 3,757m^2$)

F_{trp} ... plocha půdorysu trupu ($F_{trp} = 4,865m^2$)

$$F_{tr} = (3,757 + 4,865) \cdot \left(2 - 0,4 \cdot \frac{4,865}{3,757} \right) = 12,77 \text{ m}^2$$

Druhý člen ve vztahu (6.22) vyjadřuje přírůstek odporu trupu vlivem změny obtékání, způsoben vyčnívajícími částmi (hlavně kabinou). Dle [1], str.48, obr.33 byla stanovena hodnota $\Delta c_{D_{ktr}} = 0,007$.

Poslední člen vyjadřuje vliv dalších vyčnívajících částí, jako jsou např. střelecké věže, které nebyly ve výpočtu uvažovány.

c) Ocasní plochy

Pro stanovení škodlivého odporu od ocasních ploch lze použít vztah

$$c_{DkOP}' = c_{DpminOP}' + \Delta c_{DOP}', \quad (6.27)$$

kde

$$c_{DpminOP}' = c_{DpminVOP}' + c_{DpminSOP}' \quad (6.28)$$

c_{Dpmin}' VOP/SOP (minimální profilový odpor VOP/SOP) se stanoví postupem, který byl použit u křídla a $\Delta c_{DOP}'$ je možno volit obdobně jako u křídla.

Pro OP byl vybrán symetrický profil NACA 0012, jehož charakteristiky byly převzaty z [12] a jsou obsaženy v příloze 7. Po aplikaci postupu dle kapitoly 6.2.1 se dospělo k výsledné hodnotě $c_{Dpmin}'_{OP} = 0,015$.

Pro kormidlo bez aerodynamického odlehčení se připočítává $\Delta c_{Dk'OP} = 0,002$.

Výsledný součinitel odporu OP vztažen na plochu křídla má hodnotu $c_{Dk'OP} = 0,0057$.

d) Vliv ostatních částí

- Odpor vstupních kanálů pro vzduch do pístových motorů
 - určeno dle [1], str.50, obr.37 : $c_{Dkan} \cdot S = 0,0012$
 - přírůstek vlivem ztráty hybnosti vstupujícího vzduchu:

$$\Delta c_{Dkan} \cdot S = 0,0015 \cdot \frac{N}{v \cdot \Delta}, \quad (6.29)$$

kde N ... výkon motoru ($N = 69 \text{ kW}$)

v ... rychlost letu v $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ ($v = 55,56 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$)

Δ ... poměr hustot ve výšce H a $H = 0 \text{ m}$ ($\Delta = 1$)

$$\Delta c_{Dkan} \cdot S = 0,0015 \cdot \frac{69}{55,56 \cdot 1} = 0,0019$$

- Odpor výfukových nátrubků
 - určeno dle [1], str.51, obr.38 : $c_{Dvýf} \cdot S = 0,001$
- Odpor ostruhového kola: $c_{Dost} \cdot S = 0,01$
- Odpor podvozku
 - určeno dle [1],: $c_{Dpod} \cdot S = 0,013$

6.2.4 Vliv změny úhlu náběhu na škodlivé odpory Δc_D

Při stanovení Δc_D se předpokládá parabolická závislost změny škodlivého odporu na úhlu náběhu, vyjádřená vztahem

$$\Delta c_D = \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda_e} \cdot \left(\frac{1}{e} - 1 \right) \cdot (1 + \delta). \quad (6.30)$$

Součinitel účinnosti letounu e byl odhadnut dle [1], str.52, obr.39 a má hodnotu $e = 0,85$. Ostatní členy viz kapitola 6.2.2.

6.3 Polára a vztlaková čára letounu pro přistání

Jak už bylo zmíněno v kapitole 3.2, byl zachován stejný typ klapky, jakou disponoval L-40 „Meta Sokol“. Hlavním důvodem byla snaha zachovat co nejvíce detailů dle původního letounu. Dalším důvodem bylo, že odklápací klapka je výhodná z hlediska jednoduché konstrukce a z toho plynoucí menší hmotnosti oproti jiným typům.

Na poláru v přistávací konfiguraci má kromě vychýlení vztlakové mechanizace vliv také vysunutí podvozku, blízkost země a vrtulový proud (nebyl zahrnut do předběžných výpočtů).

6.3.1 Vliv vysunutých klapek

6.3.1.1 Přírůstek součinitele odporu a vztlaku

Parametry vztlakové klapky jsou uvedeny v kapitole 5.1, pro přistání se uvažuje výchylka $\delta_{kl} = 40^\circ$. Ta způsobí přírůstek vztlaku, který lze určit pomocí [1], str.60, obr.48.: $\Delta c_L = 0,82$.

Zjištěná hodnota odpovídá klapce po celém rozpětí, proto je nutné provést opravu na rozpětí částečné pomocí vztahu

$$\Delta c_{Lčást} = k_L \cdot \Delta c_L = (k_{L1} - k_{L2} + k_{L3} - k_{L4}) \cdot \Delta c_L. \quad (6.31)$$

Koeficienty k_{L1} až k_{L4} je možné odečíst z [1], str.68, obr.56

$$\begin{aligned} \frac{b_{kl1}}{b} = \frac{5,6}{9} = 0,62 & & \frac{b_{kl4}}{b} = \frac{1,8}{9} = 0,21 \\ k_{L1} = 0,72 & & k_{L4} = 0,24 \end{aligned}$$

Pozn.: b_{kl2} a b_{kl3} se uvažují pouze pro letouny s motory na křídle $\Rightarrow k_{L2} = 0$, $k_{L3} = 0$
Po dosazení do (6.31)

$$\Delta c_{Lčást} = k_L \cdot \Delta c_L = (0,72 - 0 + 0 - 0,24) \cdot 0,82 = 0,394.$$

Kromě přírůstku vztlaku se objevuje i zvýšení součinitele odporu, který se opět odečte nejdříve pro klapky po celém rozpětí (viz [1], str.70, obr.56) a následně vynásobí koeficientem

$$k_D = k_{D1} - k_{D2} + k_{D3} - k_{D4}. \quad (6.32)$$

Dle [1], str.76, obr.64

$$k_{1D} = 0,70 \quad k_{2D} = 0 \quad k_{3D} = 0 \quad k_{4D} = 0,24$$

Přírůstek odporu o vychýlení klapky na $\delta_{kl} = 40^\circ$ má za následek zvýšení odporu o

$$\Delta c_{Dčást} = k_D \cdot \Delta c_D = (0,70 - 0 + 0 - 0,24) \cdot 0,15 = 0,069, \quad (6.33)$$

Přičemž hodnota $\Delta c_D = 0,121$ byla odečtena z grafu v [1], str.73, obr.61.

6.3.1.2 Vliv interference

V důsledku vzájemného působení křídla a trupu je nutné opravit přírůstek součinitele odporu. Při použití odklápěcích klapek (pokud nejsou k dispozici podrobnější podklady), lze vynásobit přírůstek součinitele profilového odporu součinitelem 0,85.

Konečná hodnota Δc_D pro výchylku klapek $\delta_{kl} = 40^\circ$ je tedy dána výrazem

$$\Delta c_D = 0,85 \cdot \Delta c_{D\text{část}} = 0,85 \cdot 0,069 = 0,0587 \quad (6.34)$$

6.3.1.3 Indukovaný odpor křídla s vychýlenou klapkou

Určí se pomocí vztahu

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda_e} \cdot [\Delta c_D^2] \cdot k_j, \quad (6.35)$$

kde $c_L = c_{Lkř} + \Delta c_{L\text{část}}$ je celkový součinitel křídla a k_j je součinitel závislý a štíhlosti a poměrném rozpětí klapek. Pro výpočet byla z [1], str.77, obr.66. odečtena hodnota $k_j = 0,23$.

6.3.2 Vliv vysunutého podvozku

Literatura [7] uvádí následující postup pro stanovení odporu podvozku:

$$c_{D\text{gear}} = \text{SUM}_i \left[\left(c_{D\text{gear } c_L=0} \right)_i + p_i \cdot c_L \right] \cdot \left(S_{\text{gear}} \right)_i / S \quad (6.36)$$

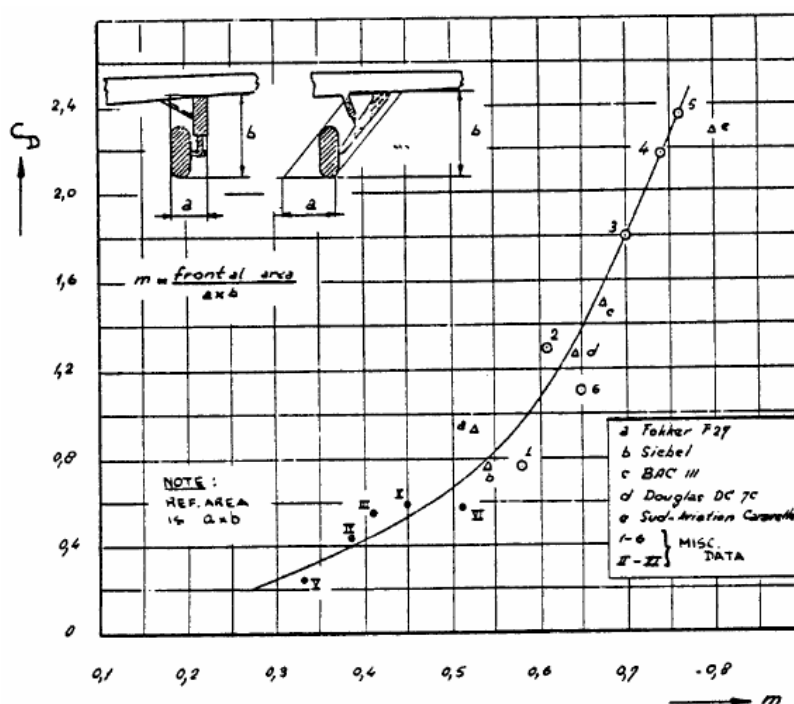
Význam jednotlivých členů:

$c_{D\text{gear } c_L=0}$...součinitel odporu podvozku založený na jeho vlastní referenční ploše S_{gear} (jeho číselnou hodnotu lze stanovit z obr.6.7)

p ...faktor, který vyjadřuje vliv změny odporu podvozkového kola při změně vztlaku

S_{gear} ...referenční plocha pro stanovení $c_{D\text{gear } c_L=0}$

Pro většinu podvozkových kol platí $S_{\text{gear}} = b_t \cdot D_t$, kde b_t je šířka pneumatiky a D_t její průměr.



Obr.6.7 Součinitel odporu podvozku. Převzato z [7].

Číselné hodnoty jednotlivých členů rovnice (6.36):

- Pro předběžné výpočty byla stanovena hodnota

$$m = \frac{\text{frontal area}}{a \cdot b} = \frac{0,13}{0,35 \cdot 0,7} = 0,53, \quad (4.30)$$

vysvětlení symbolů viz obr.6.7. Součinitel odporu $c_{D\text{gear } c_L=0} = 0,78$.

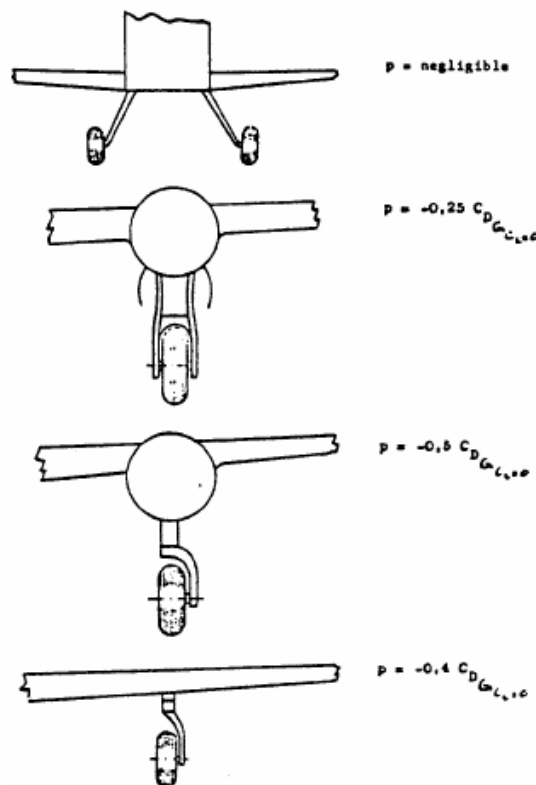
- $S_{\text{gear}} = b_t \cdot D_t = 0,15 \cdot 0,36 = 0,054 \text{ m}^2$
- Faktor p byt určen dle obr.6.8 a má hodnotu
 $p = -0,4 \cdot c_{D\text{gear } c_L=0} = -0,4 \cdot 0,78 = -0,312$

6.3.3 Vliv blízkosti země

Projeví se zmenšením úhlu zešikmení za křídlem, z čeho plyne snížení součinitele indukovaného odporu křídla. Tento vliv lze zohlednit pomocí korekčního součinitele σ , který byl stanoven dle [1], str.79, obr.67 a má hodnotu $\sigma = 0,49$. Změny indukovaného úhlu náběhu a součinitele indukovaného odporu jsou pak dány vztahy

$$\Delta\alpha = -57,3 \cdot \frac{c_L}{\pi \cdot \lambda_e} \cdot \sigma \quad (6.37)$$

$$\Delta c_D = -\frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda_e} \cdot \sigma \quad (6.38)$$



Obr.6.8 Faktor p . Převzato z [7].

6.4 Polára a vztlaková čára letounu pro vzlet

Výpočet je proveden dle stejného postupu jako pro přistání, mění se pouze vstupní hodnoty.

6.4.1 Vliv vysunutých klappek

Pro vzlet je uvažována výchylka klapky $\delta_{kl} = 15^\circ$.

6.4.1.1 Přírůstek součinitele odporu a vztlaku

$$\Delta c_L = 0,410; \Delta c_{L\text{část}} = k_L \cdot \Delta c_L = (0,72 - 0 + 0 - 0,24) \cdot 0,41 = 0,197$$

$$\Delta c_D = 0,034; \Delta c_{D\text{část}} = k_D \cdot \Delta c_D = (0,70 - 0 + 0 - 0,24) \cdot 0,034 = 0,0156$$

6.4.1.2 Vliv interference

$$\Delta c_D = 0,85 \cdot \Delta c_{D\text{část}} = 0,85 \cdot 0,0156 = 0,0133$$

6.4.1.3 Indukovaný odpor křídla s vychýlenou klapkou

Viz kap.6.3.1.3

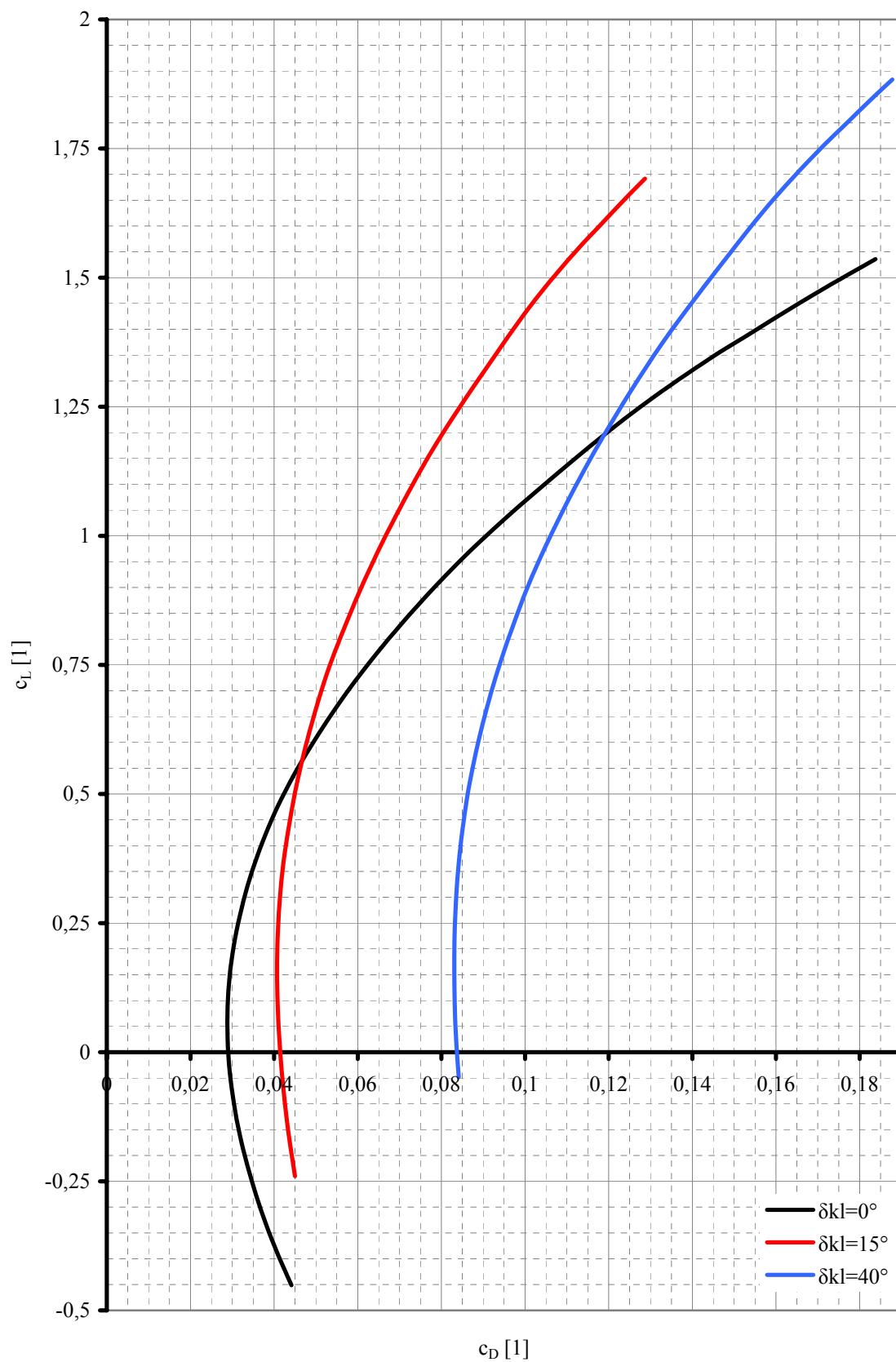
6.4.2 Vliv vysunutého podvozku a blízkosti země

Postup stanovení těchto vlivů na poláru letounu je popsán v kapitolách 6.3.2 a 6.3.3.

6.5 Grafické znázornění odporových polár letounu

Tab.6.6 Poláry letounu pro různé konfigurace.

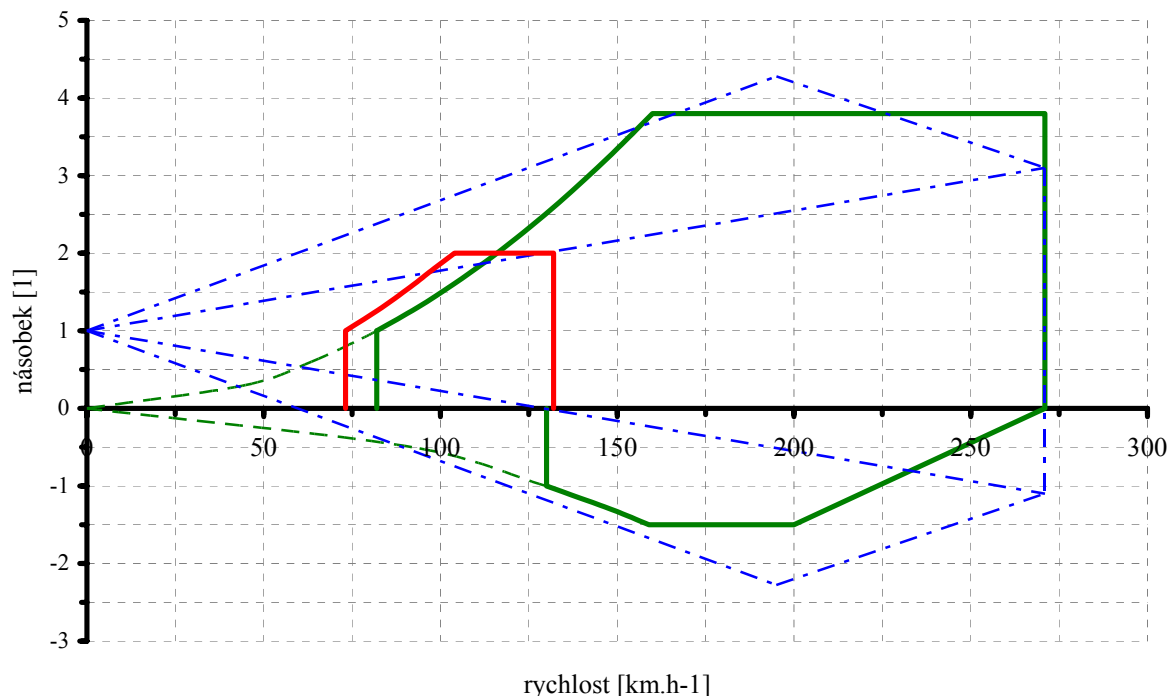
$c_L \delta_{kl} = 0^\circ$	$c_D \delta_{kl} = 0^\circ$	$c_L \delta_{kl} = 15^\circ$	$c_D \delta_{kl} = 15^\circ$	$c_L \delta_{kl} = 40^\circ$	$c_D \delta_{kl} = 40^\circ$
-0.4513	0.04415	-0.2401	0.04499	-0.0481	0.08414
-0.3923	0.04093	-0.1811	0.04386	0.0109	0.08362
-0.3351	0.03817	-0.1239	0.04294	0.0681	0.08329
-0.2767	0.03570	-0.0655	0.04215	0.1265	0.08311
-0.2179	0.03355	-0.0067	0.04151	0.1853	0.08308
-0.1597	0.03180	0.0515	0.04106	0.2435	0.08322
-0.1000	0.03041	0.1112	0.04078	0.3032	0.08357
-0.0371	0.02939	0.1741	0.04073	0.3661	0.08416
0.0266	0.02887	0.2378	0.04093	0.4298	0.08502
0.0886	0.02887	0.2998	0.04140	0.4918	0.08613
0.1482	0.02938	0.3594	0.04213	0.5514	0.08748
0.2058	0.03035	0.4170	0.04311	0.6090	0.08906
0.2634	0.03178	0.4746	0.04433	0.6666	0.09087
0.3226	0.03367	0.5338	0.04581	0.7258	0.09296
0.3810	0.03602	0.5922	0.04753	0.7842	0.09529
0.4364	0.03868	0.6476	0.04941	0.8396	0.09774
0.4912	0.04178	0.7024	0.05138	0.8944	0.10028
0.5491	0.04558	0.7603	0.05384	0.9523	0.10334
0.6069	0.04989	0.8181	0.05660	1.0101	0.10670
0.6622	0.05439	0.8734	0.05943	1.0654	0.11010
0.7168	0.05921	0.9280	0.06241	1.1200	0.11364
0.7729	0.06459	0.9841	0.06570	1.1761	0.11752
0.8276	0.07026	1.0388	0.06914	1.2308	0.12153
0.8774	0.07573	1.0886	0.07242	1.2806	0.12532
0.9237	0.08109	1.1349	0.07561	1.3269	0.12898
0.9689	0.08665	1.1801	0.07890	1.3721	0.13275
1.0133	0.09249	1.2245	0.08238	1.4165	0.13668
1.0567	0.09849	1.2679	0.08593	1.4599	0.14068
1.0994	0.10460	1.3106	0.08952	1.5026	0.14472
1.1417	0.11081	1.3529	0.09313	1.5449	0.14877
1.1843	0.11717	1.3955	0.09680	1.5875	0.15287
1.2275	0.12393	1.4387	0.10068	1.6307	0.15720
1.2710	0.13117	1.4822	0.10489	1.6742	0.16186
1.3138	0.13876	1.5250	0.10932	1.7170	0.16674
1.3536	0.14613	1.5648	0.11365	1.7568	0.17148
1.3849	0.15247	1.5961	0.11734	1.7881	0.17549
1.4170	0.15881	1.6282	0.12105	1.8202	0.17954
1.4494	0.16532	1.6606	0.12487	1.8526	0.18369
1.4805	0.17179	1.6917	0.12866	1.8837	0.18780
1.5086	0.17783				
1.5350	0.18377				



Obr.6.9 Poláry letounu pro čistou, vzletovou a přistávací konfiguraci.

6.6 Zatížení od vzdušných sil

Pevnostní požadavky musí být splněny pro všechny body obrátové, poryvové a klapkové obálky definované v předpise CS-VLA. Z obr.6.10 je zřejmé grafické znázornění jednotlivých obálek, převzatých z [22]. Číselné hodnoty rychlostí a jim odpovídajících násobků jsou uvedeny v tab.6.7.



Obr.6.10 Obálky zatížení. Převzato z [22].

Rozložení součinitele vztlaku po rozpětí bylo stanoveno pomocí programu Glauert III. Jelikož se jedná o křídlo s šípovitostí větší než 5° , byl proveden kontrolní výpočet rozložení c_L po rozpětí dle Schrenkovy metody, která umožňuje zahrnout vliv šípu. Ze srovnání obou metod, uvedeném v příloze 8, plyne, že program Glauert III dává dostatečně přesné výsledky pro definované křídlo.

Tab.6.7 Obálky zatížení.

název rychlosti	označení	hodnota v [km.h ⁻¹]	násobek
Pádová rychlost bez klapek	v_{S1}	82	1,0
Obrátová rychlost	v_A	163	3,8
Cestovní rychlost	v_C	200	3,8
Rychlost strmého letu	v_D	271	3,8
Pádová rychlost na zádech	v_{S2}	130	-1,0
Obrátová rychlost na zádech	v_G	159	-1,5
Pádová rychlost klapková	v_{SF}, v_{S0}	73	1
Obrátová rychlost klapková	v_{AF}	104	2
Maximální rychlost klapková	v_F	132	2

6.6.1 Definice zatěžovacích případů

Symetrické případy zatížení jsou definovány v bodech A, C a D manévrové obálky při kladném násobku, v bodě D při nulovém násobku a v bodě G při záporném násobku.

Nesymetrické zatížení vlivem výchylek křidélek je uvažováno v bodech A, C a D pro výchylky křidélek

$$\delta_A = \delta_{\max} \quad \delta_C = \frac{v_A}{v_C} \cdot \delta_{\max} \quad \delta_D = \frac{1}{3} \cdot \frac{v_A}{v_D} \cdot \delta_{\max} \quad (6.39)$$

kde δ_{\max} je maximální kladná resp. záporná výchylka křídélka. Dalšími případy, pro které se stanovil průběh zatížení jsou poryvové případy v bodech C a D obálky pro kladný i záporný poryvový násobek. Posledním definovaným případem je výchylka klapky při rychlosti v_F a násobku 2. Tab.6.8a až tab.6.8c uvádí definované případy zatížení i s jejich číselným označením.

Tab.6.8a Symetrické případy zatížení a klapkový případ ($\delta_{kl} = 40^\circ$).

označení případu zatížení	1	2	3	4	5	6
bod obálky	A	C	D	D0	G	F
hmotnost [kg]	550	550	550	550	550	550
rychlost[km.h ⁻¹]	160	200	271	271	159	132
násobek [1]	3.8	3.8	3.8	0	-1.5	2
$c_{Lkř}$ [1]	1.57	1.01	0.55	0	-0.63	1.22
dynam. tlak [kg.m ⁻² .s ⁻¹]	1209.9	1890.4	3470.9	3470.9	1194.8	823.5

Tab.6.8b Nesymetrické případy zatížení.

označení případu zatížení	7	8	9	10	11	12
	křídélko nahoru			křídélko dolů		
bod obálky	A	C	D	A	C	D
hmotnost [kg]	550	550	550	550	550	550
rychlost [km.h ⁻¹]	160	200	271	160	200	271
násobek [1]	2.53	2.53	2.53	2.53	2.53	2.53
$c_{Lkř}$ [1]	1.05	0.67	0.37	1.05	0.67	0.37
dynam. tlak [kg.m ⁻² .s ⁻¹]	1209.9	1890.4	3470.9	1209.9	1890.4	3470.9
výchylka křídélka [°]	15	12	8.87	20	16	11.81

Tab.6.8c Poryvové případy zatížení.

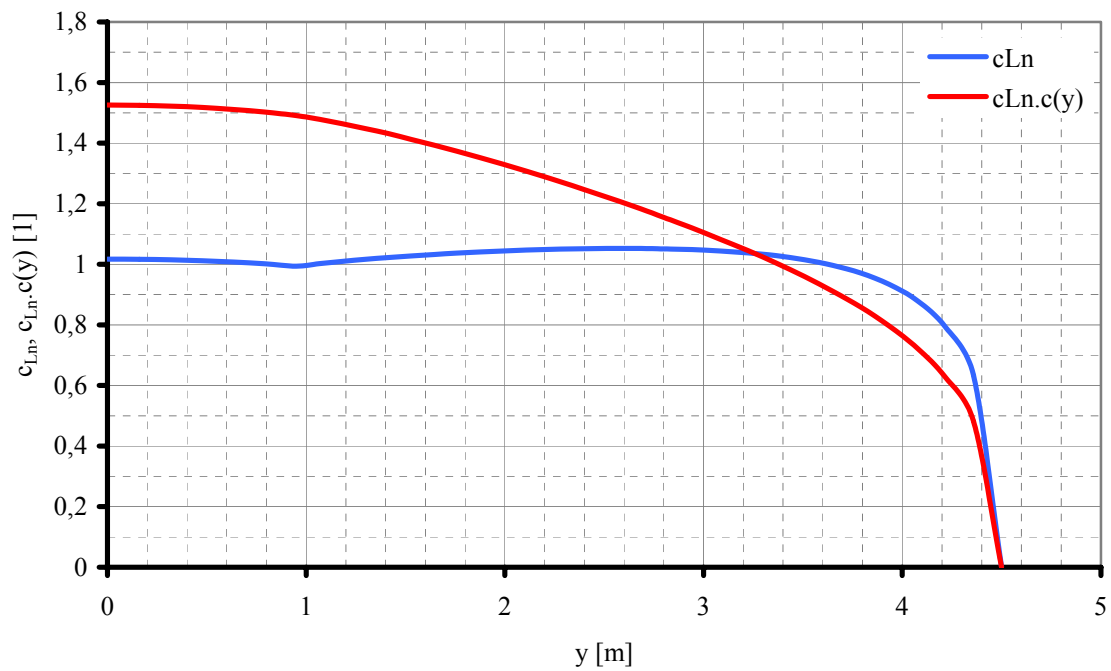
označení případu zatížení	13	14	15	16
	n+		n-	
bod obálky	C	D	C	D
hmotnost [kg]	550	550	550	550
rychlost [km.h ⁻¹]	200	271	200	271
násobek [1]	4.2771	3.1007	-2.2771	-1.1007
$c_{Lkř}$ [1]	1.13	0.48	-0.60	-0.16
dynam. tlak [kg.m ⁻² .s ⁻¹]	1890.4	3470.9	1890.4	3470.9

6.6.2 Normální a nulové rozložení součinitele vztlaku po rozpětí křídla

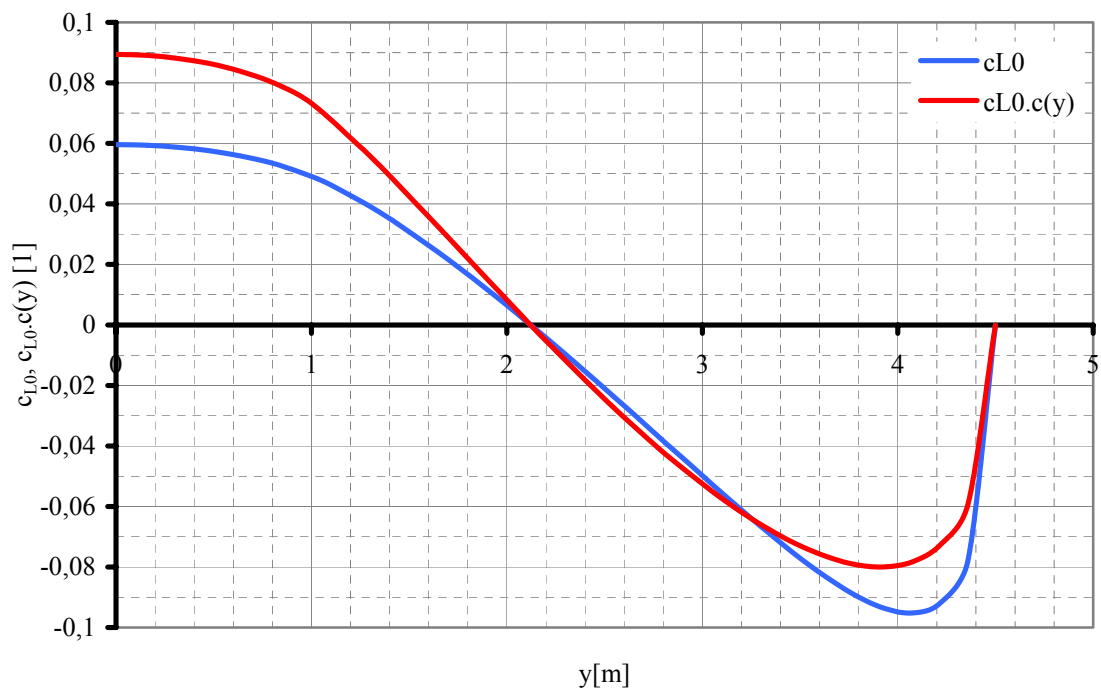
Číselné hodnoty rozložení jsou uvedeny v tab.6.9, na obr.6.11 a obr.6.12 jsou jejich grafické interpretace.

Tab.6.9 Normální a nulové rozložení c_L po rozpětí.

y	c(y)	c_{Ln}	c_{L0}	$c_{Ln} \cdot c(y)$	$c_{L0} \cdot c(y)$
[m]	[m]	[1]	[1]	[1]	[1]
4.500	0.730	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
4.359	0.761	0.6327	-0.0781	0.4835	-0.0594
4.217	0.791	0.7928	-0.0919	0.6286	-0.0727
4.076	0.822	0.8795	-0.0952	0.7247	-0.0783
3.934	0.853	0.9340	-0.0937	0.7980	-0.0799
3.792	0.884	0.9713	-0.0897	0.8596	-0.0793
3.651	0.914	0.9965	-0.0840	0.9116	-0.0768
3.509	0.945	1.0150	-0.0775	0.9596	-0.0732
3.367	0.976	1.0284	-0.0702	1.0039	-0.0685
3.225	1.006	1.0376	-0.0625	1.0437	-0.0629
3.084	1.037	1.0441	-0.0545	1.0823	-0.0565
2.942	1.068	1.0485	-0.0464	1.1191	-0.0496
2.800	1.099	1.0511	-0.0383	1.1541	-0.0421
2.685	1.124	1.0522	-0.0316	1.1813	-0.0355
2.570	1.149	1.0525	-0.0250	1.2077	-0.0287
2.454	1.174	1.0519	-0.0184	1.2331	-0.0216
2.339	1.199	1.0508	-0.0119	1.2578	-0.0143
2.223	1.224	1.0491	-0.0055	1.2817	-0.0067
2.108	1.249	1.0469	0.0008	1.3047	0.0010
1.992	1.274	1.0440	0.0069	1.3270	0.0088
1.876	1.299	1.0407	0.0129	1.3485	0.0168
1.760	1.324	1.0370	0.0187	1.3693	0.0248
1.645	1.349	1.0326	0.0243	1.3889	0.0328
1.529	1.374	1.0278	0.0295	1.4078	0.0405
1.413	1.400	1.0225	0.0346	1.4269	0.0484
1.297	1.425	1.0164	0.0393	1.4435	0.0560
1.182	1.450	1.0097	0.0434	1.4588	0.0629
1.066	1.475	1.0024	0.0473	1.4729	0.0698
0.950	1.500	0.9940	0.0503	1.4852	0.0755
0.793	1.500	1.0016	0.0536	1.5084	0.0804
0.635	1.500	1.0075	0.0559	1.5173	0.0839
0.478	1.500	1.0118	0.0576	1.5237	0.0864
0.320	1.500	1.0147	0.0587	1.5281	0.0881
0.160	1.500	1.0165	0.0594	1.5308	0.0891
0.000	1.500	1.0171	0.0596	1.5317	0.0894



Obr.6.11 Normální rozložení součinitele vztlaku.



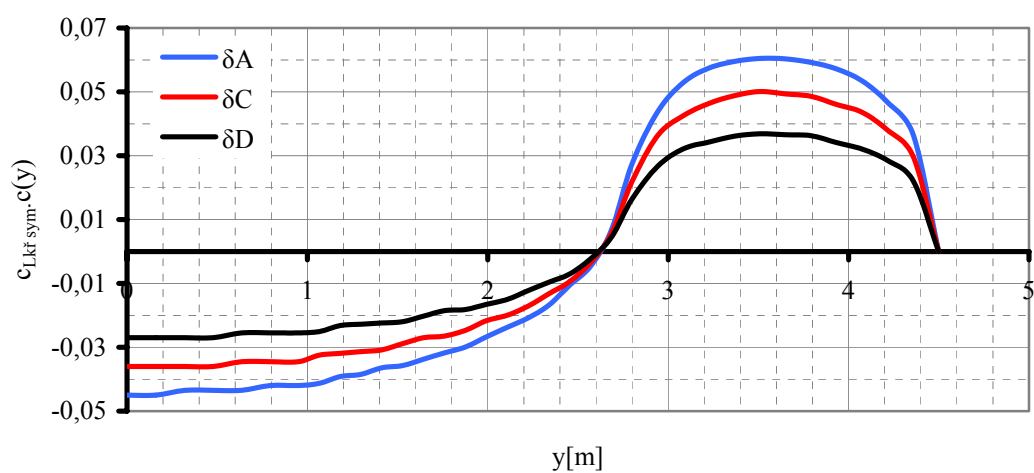
Obr.6.12 Nulové rozložení součinitele vztlaku od geometrického zkroucení.

6.6.3 Rozložení součinitele vztaku od výchylky křidélek

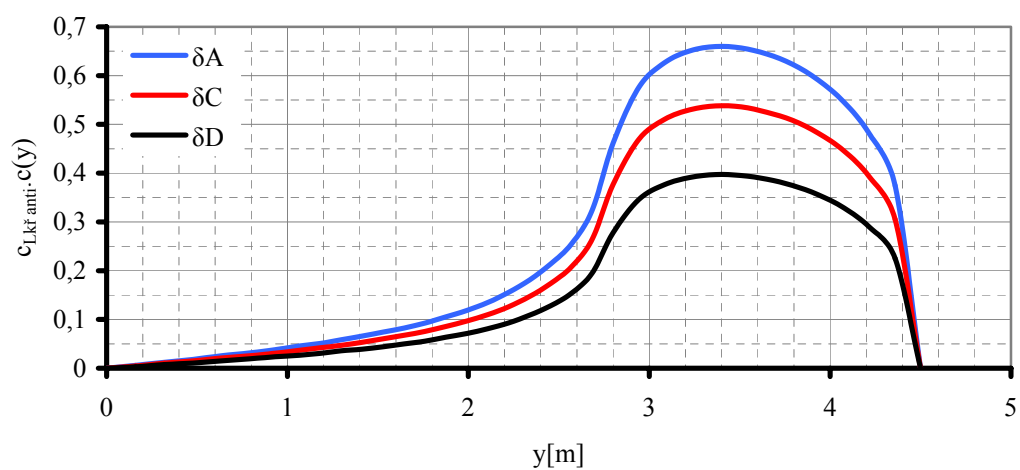
Tab.6.10 obsahuje hodnoty $c_L.c(y)$ po rozpětí křídla pro výchylky křidélek δ_A , δ_C a δ_D definovaných v kap.6.1.1 vztahem 6.39. Pro jednotlivé výchylky je uvedeno grafické znázornění rozložení $c_L.c(y)$ symetrické, antisymetrické a od tlumení klonění na obr.6.13 až obr.6.15.

Tab.6.10 Rozložení c_L od výchylky křidélek.

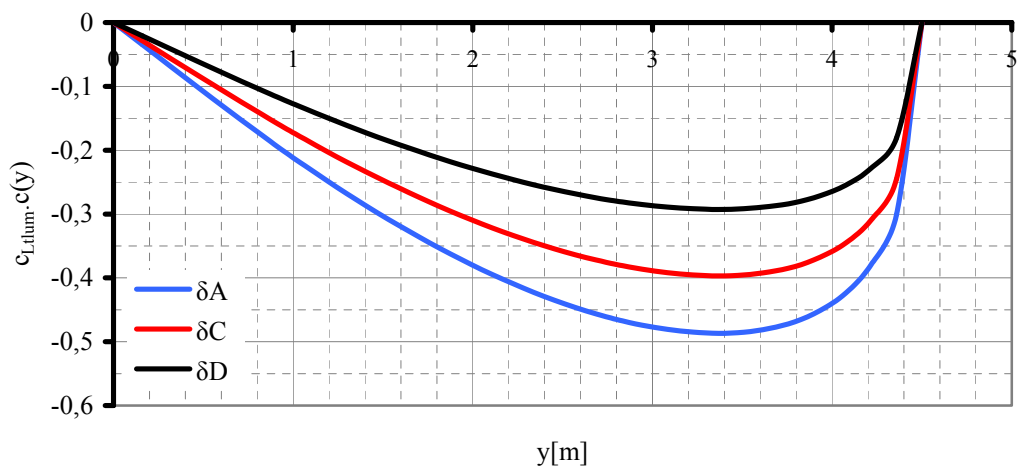
y [m]	c(y) [m]	A			C			D		
		$c_{Lkř\ sym} \cdot c$	$c_{Lkř\ anti} \cdot c$	$c_{Ltlum} \cdot c$	$c_{Lkř\ sym} \cdot c$	$c_{Lkř\ anti} \cdot c$	$c_{Ltlum} \cdot c$	$c_{Lkř\ sym} \cdot c$	$c_{Lkř\ anti} \cdot c$	$c_{Ltlum} \cdot c$
4.50	0.73	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
4.36	0.76	0.0365	0.3744	-0.3006	0.0297	0.3052	-0.2450	0.0221	0.2253	-0.1807
4.22	0.79	0.0467	0.4809	-0.3794	0.0380	0.3923	-0.3093	0.0285	0.2895	-0.2282
4.08	0.82	0.0534	0.5458	-0.4237	0.0436	0.4455	-0.3453	0.0321	0.3288	-0.2548
3.93	0.85	0.0572	0.5911	-0.4511	0.0461	0.4819	-0.3676	0.0341	0.3557	-0.2713
3.79	0.88	0.0592	0.6232	-0.4690	0.0486	0.5083	-0.3823	0.0362	0.3748	-0.2821
3.65	0.91	0.0603	0.6444	-0.4791	0.0494	0.5246	-0.3906	0.0366	0.3875	-0.2882
3.51	0.95	0.0605	0.6568	-0.4851	0.0501	0.5358	-0.3954	0.0369	0.3950	-0.2917
3.37	0.98	0.0595	0.6598	-0.4870	0.0488	0.5378	-0.3969	0.0361	0.3972	-0.2929
3.23	1.01	0.0573	0.6509	-0.4850	0.0463	0.5302	-0.3954	0.0342	0.3913	-0.2916
3.08	1.04	0.0529	0.6263	-0.4808	0.0425	0.5102	-0.3919	0.0321	0.3764	-0.2891
2.94	1.07	0.0438	0.5757	-0.4741	0.0363	0.4689	-0.3864	0.0267	0.3460	-0.2850
2.80	1.10	0.0275	0.4616	-0.4651	0.0220	0.3770	-0.3792	0.0165	0.2780	-0.2797
2.69	1.12	0.0067	0.3248	-0.4563	0.0056	0.2653	-0.3719	0.0045	0.1956	-0.2745
2.57	1.15	-0.0046	0.2551	-0.4463	-0.0034	0.2080	-0.3638	-0.0023	0.1540	-0.2684
2.45	1.17	-0.0106	0.2137	-0.4350	-0.0094	0.1738	-0.3545	-0.0070	0.1280	-0.2616
2.34	1.20	-0.0168	0.1810	-0.4226	-0.0132	0.1475	-0.3445	-0.0096	0.1091	-0.2542
2.22	1.22	-0.0208	0.1554	-0.4091	-0.0171	0.1261	-0.3334	-0.0122	0.0930	-0.2460
2.11	1.25	-0.0237	0.1349	-0.3946	-0.0200	0.1099	-0.3216	-0.0150	0.0812	-0.2373
1.99	1.27	-0.0268	0.1185	-0.3790	-0.0217	0.0968	-0.3089	-0.0166	0.0713	-0.2279
1.88	1.30	-0.0299	0.1052	-0.3626	-0.0247	0.0857	-0.2955	-0.0182	0.0637	-0.2181
1.76	1.32	-0.0318	0.0927	-0.3453	-0.0265	0.0755	-0.2814	-0.0185	0.0556	-0.2076
1.65	1.35	-0.0337	0.0823	-0.3270	-0.0270	0.0675	-0.2666	-0.0202	0.0499	-0.1967
1.53	1.37	-0.0357	0.0742	-0.3081	-0.0289	0.0605	-0.2510	-0.0220	0.0440	-0.1852
1.41	1.40	-0.0364	0.0658	-0.2884	-0.0308	0.0532	-0.2351	-0.0224	0.0392	-0.1735
1.30	1.43	-0.0385	0.0584	-0.2679	-0.0314	0.0470	-0.2183	-0.0228	0.0356	-0.1610
1.18	1.45	-0.0392	0.0508	-0.2465	-0.0319	0.0421	-0.2010	-0.0232	0.0305	-0.1482
1.07	1.48	-0.0413	0.0457	-0.2245	-0.0325	0.0369	-0.1829	-0.0251	0.0266	-0.1350
0.95	1.50	-0.0420	0.0390	-0.2018	-0.0345	0.0315	-0.1644	-0.0255	0.0240	-0.1214
0.79	1.50	-0.0420	0.0315	-0.1695	-0.0345	0.0255	-0.1382	-0.0255	0.0195	-0.1020
0.64	1.50	-0.0435	0.0255	-0.1367	-0.0345	0.0210	-0.1115	-0.0255	0.0150	-0.0822
0.48	1.50	-0.0435	0.0180	-0.1032	-0.0360	0.0150	-0.0842	-0.0270	0.0105	-0.0621
0.32	1.50	-0.0435	0.0120	-0.0693	-0.0360	0.0105	-0.0566	-0.0270	0.0075	-0.0417
0.16	1.50	-0.0450	0.0060	-0.0347	-0.0360	0.0045	-0.0284	-0.0270	0.0030	-0.0209
0.00	1.50	-0.0450	0.0000	0.0000	-0.0360	0.0000	0.0000	-0.0270	0.0000	0.0000



Obr.6.13 Symetrické rozložení součinitele vztlaku od výchylky křídélka.



Obr.6.14 Antisymetrické rozložení součinitele vztlaku od výchylky křídélka.



Obr.6.15 Rozložení součinitele vztlaku od tlumení klonění.

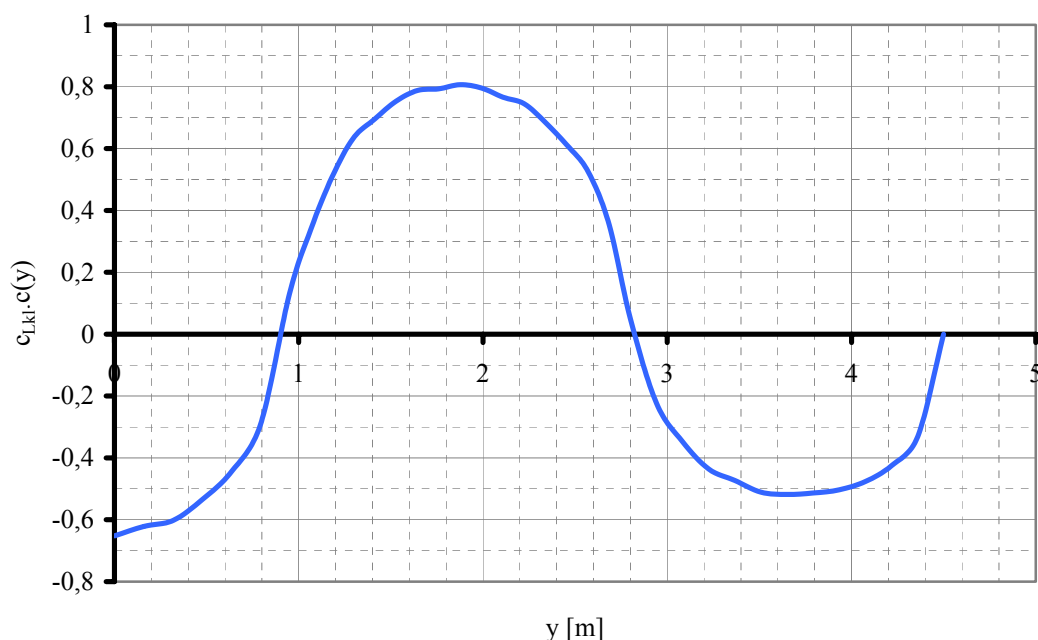
6.6.4 Rozložení součinitele vztlaku od výchylky klapky $\delta_{kl} = 40^\circ$

V tab.6.11 jsou uvedeny číselné hodnoty součinitele vztlaku po rozpětí křídla, obr.6.16 je grafickým znázorněním průběhu $c_{Lkl} \cdot c(y)$ od výchylky klapky.

Tab.6.11 Rozložení součinitele vztlaku od výchylky klapky $\delta_{kl} = 40^\circ$.

y [m]	c(y) [m]	c_{Lkl} [1]	$c_{Lkl} \cdot c(y)$
4.500	0.730	0.0000	0.0000
4.359	0.761	-0.4360	-0.3318
4.217	0.791	-0.5377	-0.4253
4.076	0.822	-0.5795	-0.4763
3.934	0.853	-0.5900	-0.5033
3.792	0.884	-0.5806	-0.5133
3.651	0.914	-0.5668	-0.5181
3.509	0.945	-0.5403	-0.5106
3.367	0.976	-0.4849	-0.4733
3.225	1.006	-0.4333	-0.4359
3.084	1.037	-0.3360	-0.3484
2.942	1.068	-0.2087	-0.2229
2.800	1.099	0.0450	0.0495
2.685	1.124	0.3137	0.3526
2.570	1.149	0.4577	0.5259
2.454	1.174	0.5211	0.6118
2.339	1.199	0.5708	0.6844
2.223	1.224	0.6085	0.7448

y [m]	c(y) [m]	c_{Lkl} [1]	$c_{Lkl} \cdot c(y)$
2.108	1.249	0.6136	0.7664
1.992	1.274	0.6245	0.7956
1.876	1.299	0.6207	0.8063
1.760	1.324	0.5988	0.7928
1.645	1.349	0.5839	0.7877
1.529	1.374	0.5481	0.7531
1.413	1.400	0.4970	0.6958
1.297	1.425	0.4448	0.6338
1.182	1.450	0.3515	0.5097
1.066	1.475	0.2296	0.3387
0.950	1.500	0.0875	0.1313
0.793	1.500	-0.1941	-0.2912
0.635	1.500	-0.2964	-0.4446
0.478	1.500	-0.3560	-0.5340
0.320	1.500	-0.4013	-0.6020
0.160	1.500	-0.4143	-0.6215
0.000	1.500	-0.4346	-0.6519



Obr.6.16 Rozložení součinitele vztlaku pro výchylku klapky $\delta_{kl} = 40^\circ$.

6.6.5 Rozložení součinitele vztlaku pro uvažované případy

Dle průběhů součinitele vztlaku stanovených v předchozích kapitolách a za použití vztahů v [13] se spočtou průběhy c_L odpovídající jednotlivým definovaným případům následovně:

a) symetrické případy

$$c_L(y) = c_{Ln}(y) \cdot c_{Lkř} + c_{L0}(y) \quad (6.40)$$

kde $c_{Lkř}$ je součinitel křídla odpovídající danému případu.

b) křídélkové případy - počátek klonění

$$c_L(y) = c_{Ln}(y) \cdot c_{Lkř} + c_{L0}(y) + c_{LkřidSYM}(y) \pm c_{LkřidANTI}(y) \quad (6.41)$$

c) křídélkové případy - ustálené klonění

$$c_L(y) = c_{Ln}(y) \cdot c_{Lkř} + c_{L0}(y) + c_{LkřidSYM}(y) \pm c_{LkřidANTI}(y) \mp c_{LTLUM}(y) \quad (6.42)$$

d) klapkové případy

$$c_L(y) = c_{Ln}(y) \cdot c_{Lkř} + c_{L0}(y) + c_{Lklapky}(y) \quad (6.43)$$

Ze známého rozložení součinitele vztlaku po křídle, vynásobením dynamickým tlakem a místní hloubkou profilu lze určit průběh liniového zatížení křídla $q(y)$, ze kterého plyne posouvající síla a ohybový moment. Postup výpočtu zatížení křídla je součástí [22]. Získané rozložení c_L pro jednotlivé případy definované v kap.6.6.1 jsou k nalezení v příloze 9.

7 Letové vlastnosti - podélná stabilita

Pro zkoumání podélné stability letounu je nutné znát průběh momentové křivky. Postup výpočtu je naznačen v kap.7.1.

7.1 Momentová čára letounu

Závislost součinitele klopivého momentu na součiniteli vztlaku letounu je stanovena dle metody popsané v [7]. Je aplikovatelná pro lichoběžníková křídla s úhlem šípů do 45° a štíhlostí nad 2,5. Jedním z klíčových parametrů při výpočtu momentové křivky křídla je hloubka SAT. Proto bylo pro výpočet vytvořené náhradní křídlo, které splňuje podmínky uvedené výše a jeho plocha, rozpětí a c_{SAT} jsou téměř totožné s původními hodnotami. Geometrické parametry jsou uvedeny v tab.7.1, srovnání s křídlem původním je naznačeno na obr.7.1. Postup výpočtu je následující:

Tab.7.1 Geometrické parametry náhradního křídla.

plocha křídla	S	10.76	m ²
rozpětí křídla	b	9	m
hloubka kořene	c_r	1.66	m
hloubka konce křídla	c_t	0.73	m
úhel šípů čtvrtinové čáry	$\Lambda_{c/4}$	6.7	°
		0.117	rad
geometrické zkroucení	ϵ_t	-3	°
		-0.052	rad
hloubka SAT	\bar{c}	1.26	m
štíhlost	A	7.53	1

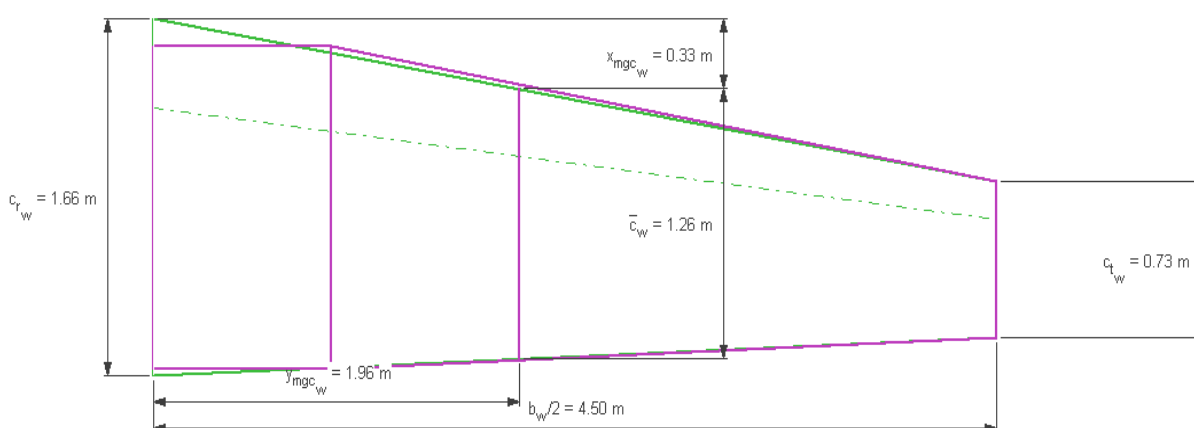
- 1) Výpočet součinitele klopivého momentu křídla při nulovém vztlaku c_{m0w}

$$c_{m0w} = \left\{ \left(A \cdot \cos^2 \Lambda_{c/4} \right) / \left(A + 2 \cdot \cos \Lambda_{c/4} \right) \right\} \cdot (c_{m0r} + c_{m0t}) / 2 + (\Delta c_{m0} / \epsilon_t) / \epsilon_t \quad (7.1)$$

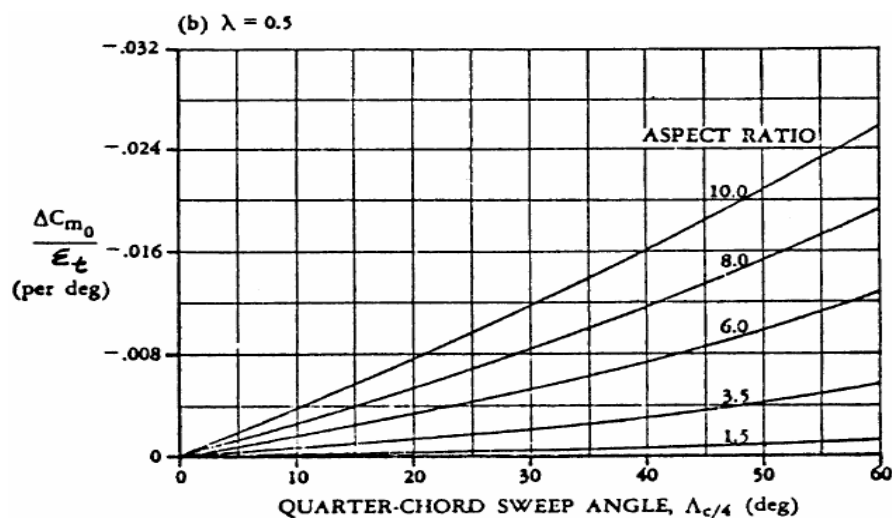
c_{m0r} součinitel klopivého momentu při $c_L = 0$ kořenového profilu

c_{m0t} součinitel klopivého momentu při $c_L = 0$ koncového profilu

$\Delta c_{m0} / \epsilon_t$ vliv zkroucení na c_{m0w} , který se odečte z obr.7.2 platícího pro zúžení 0,5.



Obr.7.1 Skutečné a náhradní křídlo.



Obr.7.2 Vliv zkroucení na c_{m0} křídla.

Po dosazení

$$c_{m0w} = \left\{ (7,53 \cdot \cos^2 0,117) / (A + 2 \cdot \cos 0,117) \right\} \cdot (-0,117 + (-0,113)) / 2 + (-0,3839) / 0,052 = -0,0697$$

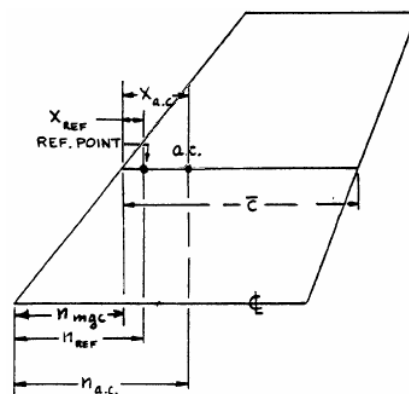
2) Sklon momentové křivky křídla

$$(dc_m / dc_L)_w = \{ (n_{ref} - n_{ac}) / c_r \} \cdot (c_r / \bar{c}) \quad (7.2)$$

je počítán k referenčnímu bodu (definován na obr.7.3), kterým je poloha těžiště pro střední centráž $x_T = 22\%c_{SAT}$ (viz kap.10). Pro vstupní hodnoty $n_{ref} = 0,607$ a $n_{ac} = 0,645$ je $(dc_m/dc_L)_w = -0,03$

3) Přírůstek součinitele klopivého momentu Δc_m v důsledku vychýlení klapky je závislý na typu použité vztlakové mechanizace. Postup výpočtu je obsažen v příloze 10, spočtené hodnoty uvádí tab.7.2.

4) Sklon momentové čáry křídla s vychýlenou klapkou lze pro předběžné výpočty předpokládat stejný, jako v případě bez klapky.



Obr.7.3 Definice referenčního bodu.

5) Klopivý moment způsoben trupem je dán vztahem

$$c_{m0f} = \{ (k_2 - k_1) / 36,5 \cdot S \cdot \bar{c} \} \cdot \left[\sum_i \{ (w_{fi}^2) \cdot (i_w + \alpha_{0Lw} + i_{clf}) \cdot \Delta x_i \} \right], \quad (7.3)$$

kde člen $(k_2 - k_1)$ vyjadřuje vliv štíhlosti trupu a byl získán z [7]. Má hodnotu 0,78. Obr.7.4 definuje další veličiny z rovnice (7.3). Výpočtová tabulka sumy v druhém členu je kvůli rozsáhlosti uvedena v příloze 11, $c_{m0f} = -0,031$.

6) Součinitel klopivého momentu vodorovných ocasních ploch $c_{m0 VOP}$ je stanoven dle [10]

$$c_{m0 VOP} = -a_{VOP} \cdot V_{VOP} \cdot \eta_{VOP} \cdot (\alpha_{0kf} + i_w - i_t) \quad (7.4)$$

$$c_{m0\ VOP} = -3,18 \cdot 0,693 \cdot 0,93 \cdot \text{radians}(-3,13 + 0 - (-2,7)) = 0,201$$

7) Celkový součinitel klopivého momentu letounu je na základě [10]

$$c_{m0} = c_{m0kř} + c_{m0f} - a_{VOP} \cdot V_{VOP} \cdot \eta_h \cdot (\alpha_{0kř} + i_w - i_t) \quad (7.5)$$

$$c_{m0} = -0,0697 - 0,03 + 0,201 = 0,1013$$

8) Sklon momentové křivky letounu

$$dc_m / dc_L = \bar{x}_{ref} - \bar{x}_{acA} = 0,22 - 0,4097 = -0,1897, \quad (7.6)$$

kde \bar{x}_{acA} je aerodynamický střed letounu spočten v kap.7.3.

9) Přírůstek klopivého momentu letounu od výchylky klappek

$$\Delta c_m = \Delta c_{mw} + c_{Lch} \cdot \eta_h \cdot (S_h / S) \cdot (\bar{x}_{ach} - \bar{x}_{ref}) \cdot \Delta \varepsilon_f \quad (7.7)$$

$$\Delta c_{m\ 40} = -0,14 + 3,18 \cdot 0,93 \cdot (2,324/10,76) \cdot (3,207 - 0,22) \cdot 0,028 = -0,086$$

$$\Delta c_{m\ 15} = -0,106 + 3,18 \cdot 0,93 \cdot (2,324/10,76) \cdot (3,207 - 0,22) \cdot 0,014 = -0,077$$

10) Sklon momentové čáry letounu s vysunutou vztlakovou mechanizací je stejný, jako se zasunutou (pro předběžné výpočty).

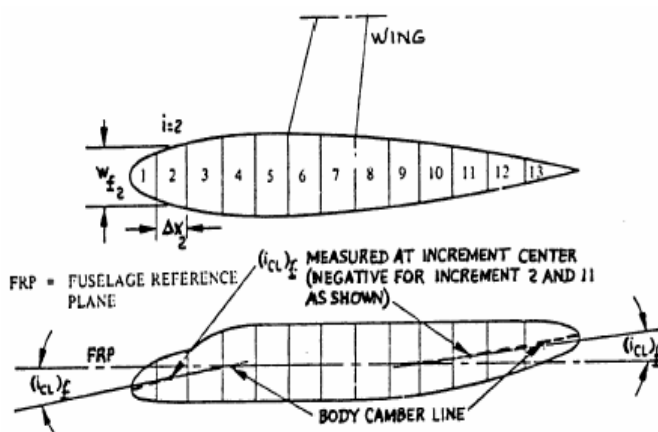
Souhrn získaných výsledků uvádí tab.7.2a a tab.7.2b. Momentové křivky sestrojené dle těchto hodnot jsou vykresleny v obr.7.5.

Tab.7.2a. Momentové charakteristiky částí letounu.

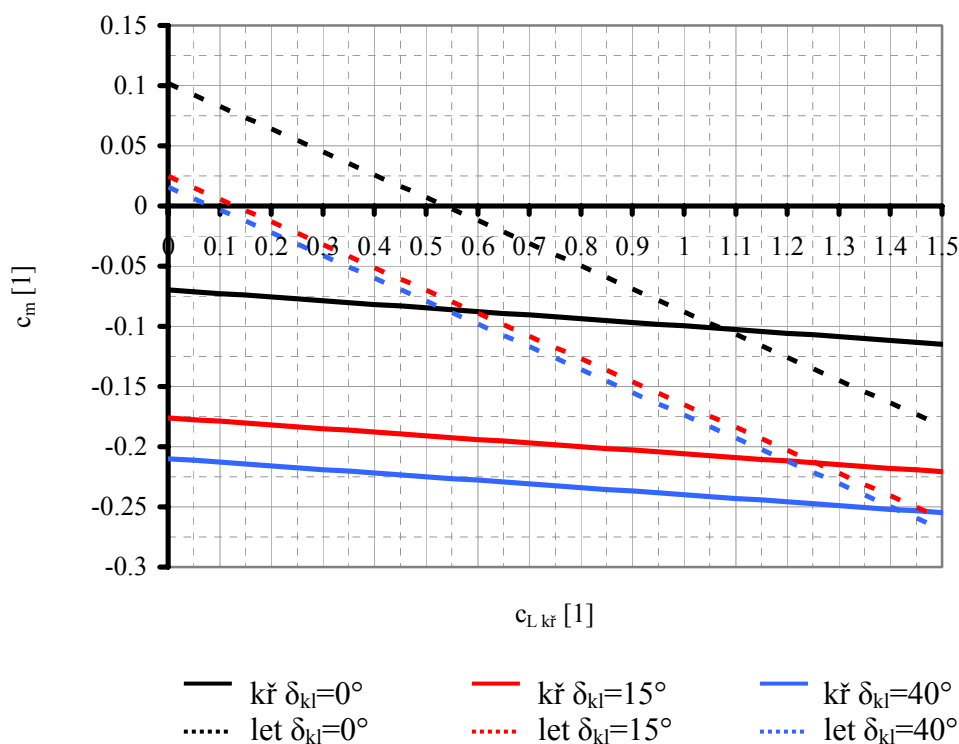
	c_{m0}	dc_m/dc_L
Křídlo	-0,0697	-0,03
Trup	-0,0310	-
VOP	0,2010	-
Letoun	0,1013	-0,1897

Tab.7.2b. Momentové charakteristiky s výchylkou klappek.

		Δc_m
Křídlo	$\delta_{kl} = 15^\circ$	-0,106
	$\delta_{kl} = 40^\circ$	-0,140
Letoun	$\delta_{kl} = 15^\circ$	-0,077
	$\delta_{kl} = 40^\circ$	-0,086



Obr.7.4 Veličiny pro výpočet c_{m0f} .



Obr.7.5 Momentové čáry křídla a letounu pro různé konfigurace.

Ve stabilním režimu letu jsou derivace $dc_m/d\alpha$ resp. dc_m/dc_L záporné, tj. momentová křivka letounu má záporný sklon. Jak je patrné z bodu 2 a z obr.7.5, podmínka je splněna. Ve výpočtech se pro předběžný výpočet přepokládá přímkový průběh momentové křivky letounu.

7.2 Mohutnosti ocasních ploch

Pro zjištění polohy aerodynamického středu letounu a tedy i stanovení statické resp. dynamické zásoby se musí určit mohutnosti ocasních ploch vystupujících ve výpočtech. Na obr.7.6 jsou vyznačeny následující délky ramen VOP:

$$l_{VOP} = |x_{ASkt} - x_{ASvop}| \quad l_{VOP}^* = |x_{ASlet} - x_{ASvop}| \quad \tilde{l}_{VOP} = |x_T - x_{ASvop}|$$

(Pozn.: Číselné označení vztahů v uvedeném pořadí: 7.8a, 7.8b, 7.8c.)

Polohy aerodynamického středu kombinace křídlo - trup a letounu jsou řešeny v kap.7.3.1, za těžiště letounu je dosazována jeho střední poloha plynoucí z hmotového rozboru v kap.10.

Odpovídající mohutnosti se stanoví dle:

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}}$$

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{2,324 \cdot 4,142}{10,77 \cdot 1,25}$$

$$\bar{V}_{VOP} = 0,715$$

$$V^*_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l^*_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}}$$

$$V^*_{VOP} = \frac{2,324 \cdot 3,846}{10,77 \cdot 1,25}$$

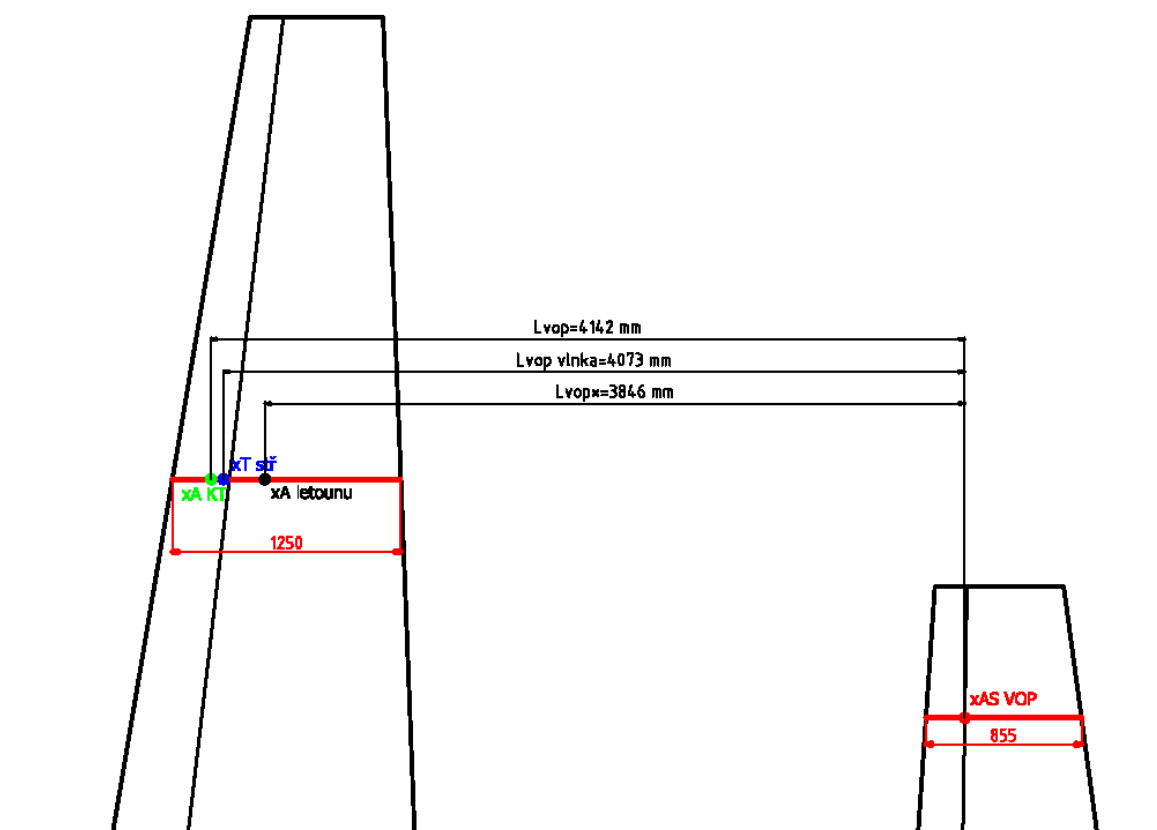
$$V^*_{VOP} = 0,664$$

$$\tilde{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot \tilde{l}_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}}$$

$$\tilde{V}_{VOP} = \frac{2,324 \cdot 4,073}{10,77 \cdot 1,25}$$

$$\tilde{V}_{VOP} = 0,703$$

(Pozn.: Číselné označení vztahů v uvedeném pořadí: 7.9a, 7.9b, 7.9c.)



Obr.7.6 Definice ramen VOP.

7.3 Statická a dynamická zásoba letounu

7.3.1 Aerodynamický střed letounu s pevným řízením

Při výpočtu se vychází z polohy AS křídla, ke kterému se připočítávají vlivy dalších částí letounu, tj.

$$\bar{x}_{AS} = \bar{x}_{ASkr} + \Delta \bar{x}_{AStr} + \Delta \bar{x}_{ASgond} + \Delta \bar{x}_{ASVOP} + \Delta \bar{x}_{ASprop} \quad (7.10)$$

Výpočet jednotlivých členů vztažených na hloubku SAT:

- \bar{x}_{ASkr} se nachází v 24% c_{SAT}
- Posunutí AS vlivem trupu

$$\Delta \bar{x}_{AStr} = -K_{Atr} \cdot \frac{b_{tr} \cdot c_0^2}{S \cdot c_{SAT}}, \quad (7.11)$$

kde K_{Atr} je koeficient odečten z grafu v [5] a má hodnotu $K_{Atr} = 0,35$
 b_{tr} je šířka trupu ($b_{tr} = 1,2\text{m}$)
 c_0 je označení pro hloubku kořenového profilu ($c_0 = 1,5\text{m}$)
 Po dosazení do (7.11)

$$\Delta \bar{x}_{AStr} = -0,35 \cdot \frac{1,2 \cdot 1,5^2}{10,77 \cdot 1,25} = -0,0737$$

- Vliv VOP na polohu AS

$$\Delta \bar{x}_{AS VOP} = k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot \frac{a_{VOP}}{a} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \quad (7.12)$$

$$\Delta \bar{x}_{AS VOP} = 0,93 \cdot 0,715 \cdot \frac{3,18}{5,36} \cdot (1 - 0,3386) = 0,26$$

- Posun AS způsoben propulzí (vrtulí)

$$\Delta x_{AS prop} = -0,05 \cdot \sum \frac{i_L \cdot D_{vrt} \cdot L_{vrt}}{S \cdot c_{SAT} \cdot a_{kř}} \quad (7.13)$$

$$\Delta x_{AS prop} = -0,05 \cdot \frac{3 \cdot 1,75 \cdot 1,85}{10,77 \cdot 1,25 \cdot 4,95} = -0,0127,$$

přičemž i_L je počet listů vrtule, D_{vrt} je průměr vrtule a L_{vrt} je její vzdálenost od AS křídla.

Poloha AS letounu s pevným řízením je pak

$$\bar{x}_{AS} = 0,24 + (-0,0737) + 0,26 + (-0,0127) = 0,4144$$

7.3.2 Aerodynamický střed letounu s volným řízením

Uvolnění řízení má za následek změnu příspěvku VOP k posunu aerodynamického středu letounu. Lze ji zahrnout pomocí tzv. součinitele uvolnění, pro který platí výraz

$$f = 1 - \frac{c_{L\delta v} \cdot c_{H\alpha}}{c_{L\alpha} \cdot c_{H\delta v}} \quad (7.14)$$

Význam jednotlivých členů je následující:

$c_{L\delta v}$ derivace součinitele vztlaku dle výchylky VK, kterou lze spočítat dle

$$c_{L\delta v} = (c_{L VOP})_{\delta v} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} = (n_{VOP} \cdot k_1 \cdot a_{VOP}) \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \quad (7.15)$$

kde n_{VOP} je zobecněná účinnost kormidla stanovena na základě [6] a má hodnotu $n_{VOP} = 0,63$. k_1 je opravný faktor na vliv osového odlehčení ($k_1 = 0,91$). Po dosazení do (7.15)

$$c_{L\delta v} = (0,63 \cdot 0,91 \cdot 3,18) \cdot 0,93 \cdot \frac{2,324}{10,77} = 0,3659$$

$c_{H\alpha}$ derivace součinitele závěsového momentu dle úhlu náběhu definovaná výrazem

$$c_{H\alpha} = c_{H\alpha VOP} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right), \quad (7.16)$$

kde součinitel závěsového momentu lze předběžně určit dle geometrie VOP a VK prostřednictvím vztahu

$$c_{H\alpha VOP} = -0,12 \cdot F_{\alpha} \cdot a_{VOP} \cdot \frac{S_{VK}}{S_{VOP}} \quad (7.17)$$

S_{VK} je plocha výškového kormidla, pro F_{α} , tedy faktor vlivu aerodynamického osového odlehčení byla z [5] odečtena hodnota $F_{\alpha} = 0,53$.

$$c_{H\alpha} = -0,12 \cdot 0,53 \cdot 3,18 \cdot \frac{0,394}{2,324} \cdot (1 - 0,3386) = -0,0227$$

$c_{L\alpha}$ sklon vztlakové čáry letounu s pevným řízením

$c_{H\delta v}$ derivace součinitele závěsového momentu dle výchylky výškového kormidla definovaná rovnicí

$$c_{H\delta v} = -0,14 \cdot F_{\delta} \cdot a_{VOP} = -0,14 \cdot 0,68 \cdot 3,18 = -0,3027, \quad (7.18)$$

Koeficient F_{δ} byl určen z [5].

Součinitel uvolnění

$$f = 1 - \frac{0,3659 \cdot (-0,0227)}{5,36 \cdot (-0,3027)} = 0,9948$$

AS letounu s volným řízením se pak spočte dle

$$\bar{x}_{AS}' = \bar{x}_{AS} + \left(1 - \frac{1}{f}\right) \cdot \frac{l_{VOP}^*}{c_{SAT}} = 0,4144 + \left(1 - \frac{1}{0,9948}\right) \cdot \frac{3,846}{1,25} = 0,3986 \quad (7.19)$$

7.3.3 Dynamický bod letounu s pevným řízením

Dynamický bod letounu je definován, jako taková poloha těžiště, při níž je síla na násobek rovna 0 [5]. Dle této síly se hodnotí obratnost letounu a musí se pohybovat v určitých mezích. Polohu dynamického bodu lze stanovit následovně:

$$\bar{x}_D = \bar{x}_{AS} - \frac{c_{mq}}{2 \cdot \mu - c_{Lq}}, \quad (7.20)$$

kde

$$c_{Lq} = 2 \cdot \sqrt{k_{VOP}} \cdot a_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} = 2 \cdot \sqrt{0,93} \cdot 3,18 \cdot 0,703 = 4,3326 \quad (7.21)$$

$$c_{mq} = -c_{Lq} \cdot \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_{SAT}} = -4,3326 \cdot \frac{4,073}{1,25} = -14,1838 \quad (7.22)$$

$$\mu = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot S \cdot c_{SAT}} = \frac{2 \cdot 550}{1,225 \cdot 10,77 \cdot 1,25} = 66,7008 \quad (7.23)$$

Po dosazení do (7.20)

$$\bar{x}_D = 0,4144 - \frac{-14,1838}{2 \cdot 66,7008 - 4,3326} = 0,5232$$

7.3.4 Dynamický bod letounu s volným řízením

Uvolnění orgánů řízení je opět započteno pomocí faktoru uvolnění, který byl stanoven v kap.7.3.2. Dynamický bod se po uvolnění kormidla posune směrem dopředu, tedy dojde ke zmenšení dynamické zásoby letounu. Jeho polohu lze určit dle

$$\bar{x}_D' = \bar{x}_D + \frac{D}{c_{H\delta v} \cdot a'} \cdot \left(\frac{c_{H\alpha}}{a} + \frac{c_{Hq}}{2 \cdot \mu} \right), \quad (7.24)$$

přičemž

$$D = -a \cdot c_{L\delta v} \cdot \frac{l_{VOP}^*}{c_{SAT}} = -5,36 \cdot 0,3659 \cdot \frac{3,846}{1,25} = -6,0364 \quad (7.25)$$

$$a' = f \cdot a = 0,9949 \cdot 5,36 = 5,33 \text{ rad}^{-1} \quad (7.26)$$

$$c_{Hq} = 2 \cdot c_{H\alpha} \cdot \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_{SAT}} = 2 \cdot -0,0226 \cdot \frac{4,073}{1,25} = -0,1478 \quad (7.27)$$

Po dosazení

$$\bar{x}_D' = 0,5232 + \frac{-6,0364}{-0,3027 \cdot 5,33} \cdot \left(\frac{-0,0227}{5,36} + \frac{-0,1478}{2 \cdot 66,7008} \right) = 0,5033$$

7.3.5 Statická a dynamická zásoba letounu pro krajní zadní centráž

Aby byly splněny požadavky na podélnou stabilitu a řiditelnost letounu, musí se jeho těžiště nacházet v určité poloze vůči AS. V kap.10, která se zabývá hmotovým rozbořem, je definován rozsah centráží. Z hlediska podélné stability je nutné, aby vzdálenost mezi polohou těžiště v případě krajní zadní centráže a AS letounu, tedy $x_T - x_{AS}$ (resp. $x_T - x_{AS}'$) byla minimálně 10% c_{SAT} . Dynamická stabilita letounu je definována jako $x_D - x_T$ (resp. $x_T - x_D'$). V tab.7.3 jsou uvedeny polohy jednotlivých bodů a v tab.7.4 hodnoty zásob pro letoun s pevným i volným řízením.

Tab.7.3 Poloha těžiště, AS a dynamického bodu letounu v % SAT.

	Poloha T	Poloha AS	Poloha DB
S pevným řízením	0,28	0,4144	0,5232
S volným řízením	0,28	0,3986	0,5053

Tab.7.4 Statická a dynamická zásoba letounu s pevným i volným řízením.

	Statická zásoba [%]	Dynamická zásoba [%]
S pevným řízením	13,44	24,33
S volným řízením	11,86	22,33

8 Pohonná jednotka

8.1 Motor

Důležitou součástí každého motorového letounu je pohonná jednotka, která ve značné míře ovlivňuje jeho výkony. Kromě výkonu je rozhodujícím parametrem jeho spotřeba a v neposlední řadě je nutné přihlížet i k rozměrům, které musí umožnit vestavění do daného letounu. Dalším významným faktorem při volbě motoru je míra zkušeností s jeho provozováním.



Obr.8.1 Rotax 912 ULS. Převzato z [28].

Pro repliku letoun L-40 „Meta Sokol“ byl zvolen motor Rotax 912 ULS (viz obr.8.1) o výkonu 100hp (74,6kW). Jeho parametry jsou uvedeny v příloze 18. Jedná se o čtyřválcový čtyřtákní motor s protilehlými písty (boxer) a centrální vačkovou hřídelí. Kromě rovnoměrnějšího chodu motoru má toto uspořádání také menší stavební délku. Hlavy válců jsou chlazené kapalinou, samotné válce pak proudem vzduchu. Přímým

proudem vzduchu je možné současné chlazení více válců. Součástí je integrovaný reduktor s mechanickým tlumením kmitů s převodovým poměrem $i = 2,43$.

8.2 Vrtule

Byla vybrána elektricky za letu stavitelná, třílistá vrtule SR 2000 od firmy Woodcomp (viz [31]). Dle výrobce je vhodná mimo jiné pro výše zvolený typ pohonné jednotky. Nastavení listů vrtule je proveditelné ručně (pomocí servomotoru) po zmáčknutí knoflíku v pilotní kabině. Po doplnění manuální kontroly regulátorem MCS2000, je pilotovi umožněno nastavení požadovaných otáček vrtule (dle režimu letu), přičemž regulátor změnil úhel listů vrtule tak, aby tyto otáčky dodržel. Jedná se tedy o vrtuli typu „constant speed“.

Listy jsou vyrobeny ze dřeva a náběžné hrany jsou opatřeny kompozitovým povrchem pro snížení opotřebení. Povrch je dále opatřen několika vysoce kvalitními a odolnými vrstvami polyuretanového nátěru. Z možných průměrů, které výrobce dodává, byl zvolen $D_{vrt} = 1700\text{mm}$.

8.3 Vrtulová charakteristika

Pro výpočet využitelných tahů a výkonů je nutné znát vrtulovou charakteristiku, tedy závislost účinnosti vrtule na rychlosti letu. Jelikož zmíněná křivka nebyla k dispozici, byl proveden její přibližný odhad dle [14]. Zde popsána metoda je založena na existenci univerzální křivky účinnosti vrtule v závislosti na postupovém poměru J (je funkcí rychlosti letu).

Postup výpočtu pro vrtuli typu „constant speed“ je následující:

1) Definice návrhového bodu (viz tab.8.1)

Tab.8.1 Návrhový bod M.

Návrhový bod M	Označení	Hodnota	Jednotky
Návrhová výška	H_m	0	m MSA
Hustota	ρ	1,225	kg.m ⁻³
Průměr vrtule	D_{vrt}	1,7	m
Návrhová rychlost	v_M	61,67	m.s ⁻¹
Návrhový součinitel vztlaku	c_{LM}	0,215	1
Návrhový součinitel odporu	c_{DM}	0,03012	1
Návrhový výkon	P_M	71500	W
Návrhové otáčky motoru	n_M	91,67	ot.s ⁻¹
Návrhové otáčky vrtule	n_{Mvrt}	37,72	ot.s ⁻¹
Návrhový postupový poměr vrtule	J_M	0,962	1
Návrhový součinitel výkonu	c_{PM}	0,077	1
Potřebný tah = odpor	T_M	755,7	N
Návrhový součinitel tahu	c_{TM}	0,052	1
Návrhová účinnost	η_M	0,652	1

Jako návrhový výkon PJ byl zvolen maximální trvalý výkon, který udává výrobce (viz [19]). Byl uvažován plný výkon daného režimu, i když ve skutečnosti je jeho část spotřebovaná dalšími agregáty. Tato hodnota se pohybuje kolem 1kW a pro výpočet byla zanedbána. Návrhové otáčky vrtule se stanoví na základě převodového poměru dle

$$n_{Mvrt} = \frac{n_M}{i} = \frac{5500/60}{2,43} = 37,72 \text{ ot.s}^{-1} \quad (8.1)$$

Pro postupový poměr platí výraz

$$J_M = \frac{v_M}{n_{Mvrt} \cdot D_{vrt}} = \frac{222/3,6}{37,72 \cdot 1,7} = 0,962 \quad (8.2)$$

Návrhová účinnost vrtule je definována jako

$$\eta_M = J_M \cdot \frac{c_T}{c_P} = 0,962 \cdot \frac{0,052}{0,077} = 0,652, \quad (8.3)$$

kde c_P je součinitel výkonu a má hodnotu

$$c_{PM} = \frac{P_M}{\rho \cdot n_{Mvrt}^3 \cdot D^5} = \frac{71500}{1,225 \cdot 37,72^3 \cdot 1,7^5} = 0,077 \quad (8.4)$$

a c_T je návrhový součinitel tahu, který je definován vztahem

$$c_{TM} = \frac{T_M}{\rho \cdot n_{Mvrt}^2 \cdot D^4} = \frac{755,7}{1,225 \cdot 37,72^2 \cdot 1,7^4} = 0,052 \quad (8.5)$$

Jako návrhový tah letounu je uvažován tah potřebný (odpovídající rychlosti v_M), který byl stanoven ze silové rovnováhy horizontálního letu a je tedy roven odporu letounu pro v_M a danou výšku. Hmotnost použitá ve výpočtech je rovna m_{TOW} .

2) Postupový poměr J

Dle (8.2) se určí postupový poměr pro různé rychlosti (namísto v_M je dosazována rychlost v od 10km.hod^{-1} do 250km.hod^{-1} po 10km.hod^{-1}).

3) Normalizovaný postupový poměr

$$L = \frac{J}{J_M} \quad (8.6)$$

4) Normalizovaná účinnost

Na základě měření charakteristik různých vrtulí typu „constant speed“ byla stanovena závislost normalizované účinnosti na normalizovaném postupovém poměru L a dle [14] má tvar

$$E = 1 - (1 - L)^2 \cdot [1 + (0,8722 \cdot L^2 - 1,3959 \cdot L)] \quad (8.7)$$

5) Účinnost v závislosti na rychlosti letu

Plyne z výrazu pro normalizovanou účinnost

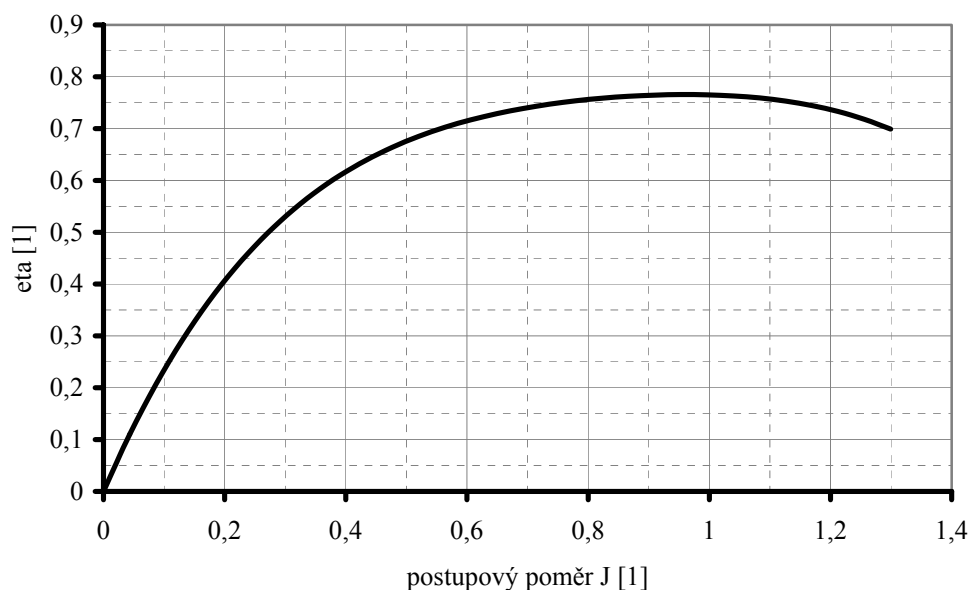
$$E = \frac{\eta_{vrt}}{\eta_M} \quad (8.8)$$

Popsaný postup výpočtu již zohledňuje snížení účinnosti vrtule vlivem trupu. Pro čistou vrtuli je nutné získanou hodnotu korigovat koeficientem $SDEF_T$. Postup stanovení vychází z [11]. Tato hodnota je funkcí parametru Z , který je dán poměrem průměru trupu (měřen ve vzdálenosti jednoho průměru vrtule od špičky nosu letounu) k průměru vrtule. Pro daný případ tedy platí

$$Z = \frac{D_{trup}}{D_{vrt}} = \frac{1,35}{1,7} = 0,794 \quad (8.9)$$

$$SDEF_t = 1,05263 - 0,00722 \cdot Z - 0,16462 \cdot Z^2 - 0,18341 \cdot Z^3 = 0,85 \quad (8.10)$$

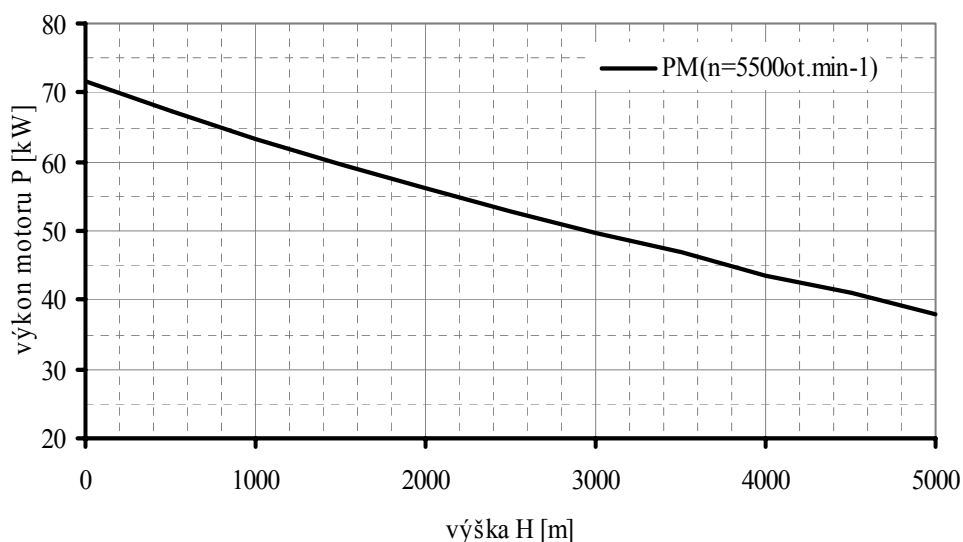
Účinnost „čisté“ vrtule (bez vlivu trupu) se získá podělením účinnosti získané z (8.8) koeficientem $SDEF_t$. Výpočtová tabulka je uveden v příloze 13, výslednou vrtulovou charakteristiku lze vidět na obr.8.2. Zjištěná křivka dává uspokojivé výsledky pouze v určitém rozsahu postupového poměru (tedy rychlosti). Pro nízké a vysoké rychlosti se skutečná křivka účinnosti vrtule může ve značné míře odlišovat.



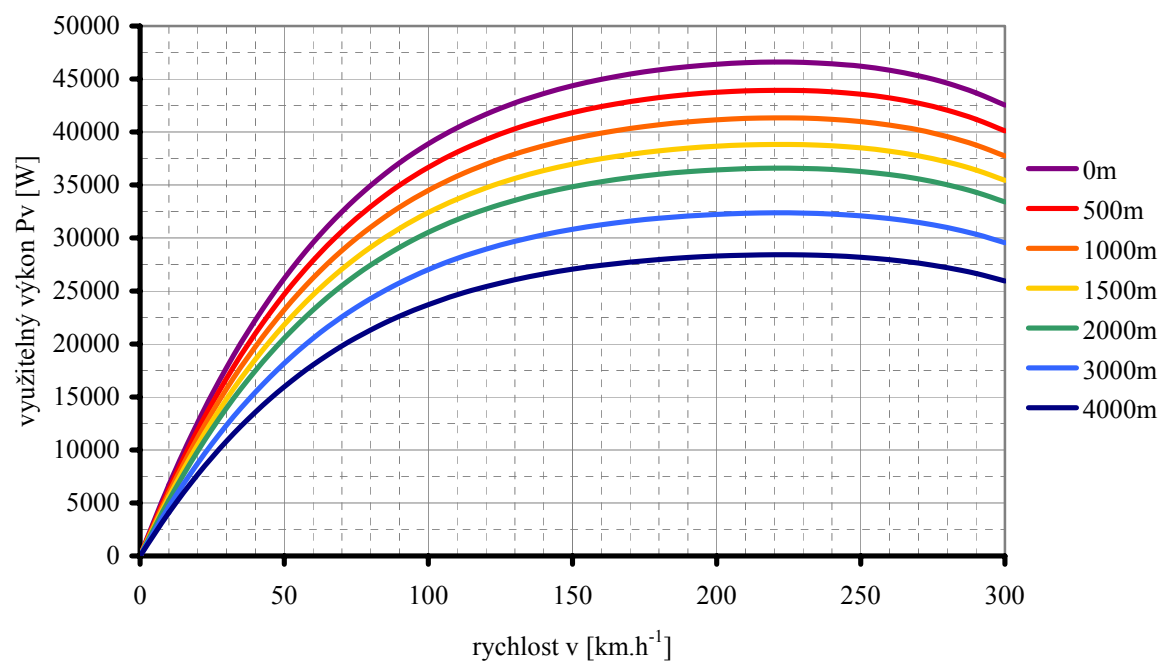
Obr.8.2 Vrtulová charakteristika.

8.4 Využitelný výkon motoru

Pro výpočet výkonů letounu je v dalších kapitolách uvažován maximální trvalý výkon PJ. Obr. 8.3 uvádí závislost výkonu motoru na výšce, ve které pracuje. Využitelné výkony odpovídající zvolenému režimu pro různé výšky lze získat vynásobením výkonu PJ účinností vrtule. Z obr.8.4 jsou patrné křivky výkonů, číselné hodnoty jsou shrnuty v příloze 14, kde jsou také uvedeny hodnoty využitelných tahů.



Obr.8.3 Výšková charakteristika motoru Rotax 912ULS. Převzato z [19].



Obr.8.4 Využitelný výkon motoru.

9 Letové výkony

9.1 Letové výkony

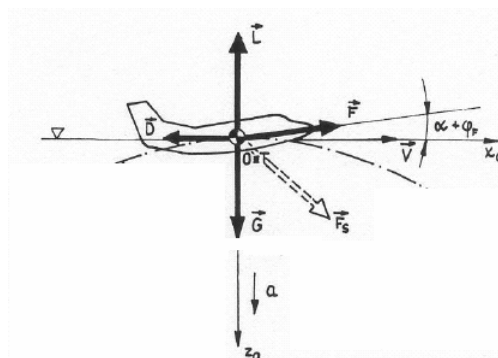
Maximální rychlost horizontálního letu odpovídá rovnováze potřebného tahu letounu a využitelného tahu pohonné jednotky. Tah využitelný byl stanoven v kap.8.4. Potřebný tah plyne z rovnováhy sil v daném režimu letu. Dle obr.9.1 platí:

$$L = c_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S = G \quad (9.1)$$

$$D = c_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S = T \quad (9.2)$$

(Pozn.: Vyosení motoru ϕ_F je rovno 0)

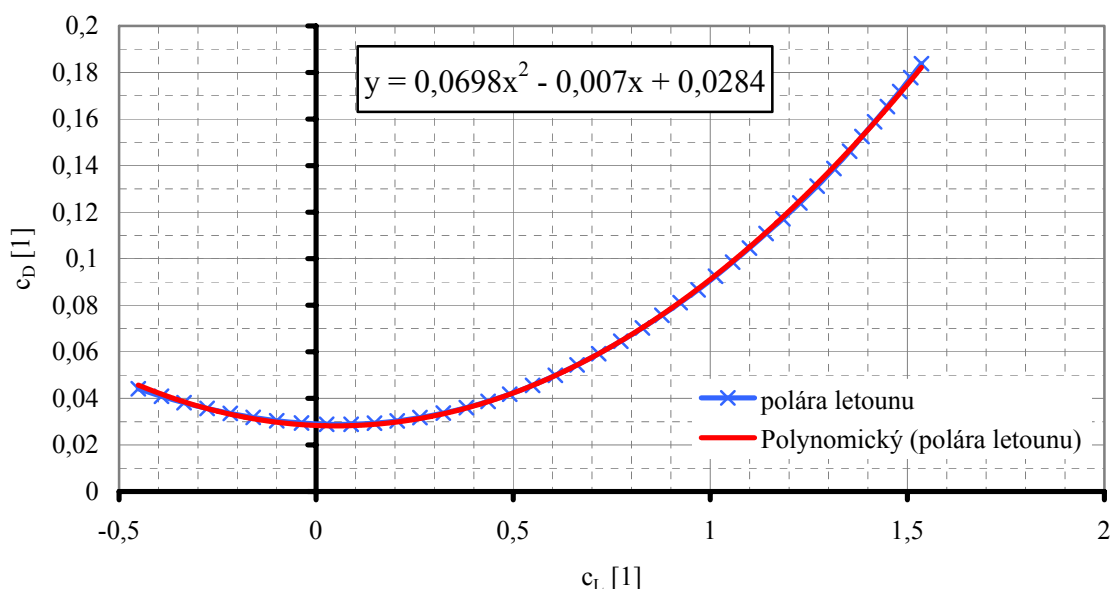
Z těchto rovností lze získat součinitele vztlaku odpovídající jednotlivým rychlostem letu. Polára letounu (viz kap.6.2) je nahrazena polynomem druhého stupně (viz obr.9.2), dle kterého jsou stanoveny součinitele odporu. Po vyčíslení potřebného tahu a srovnání s tahem využitelným se obdrží hodnoty maximálních rychlostí pro různé výšky letu. Postup je obsažen v příloze 15, graficky vykreslen na obr.9.3 a získané výsledky jsou shrnuty v tab.9.1.



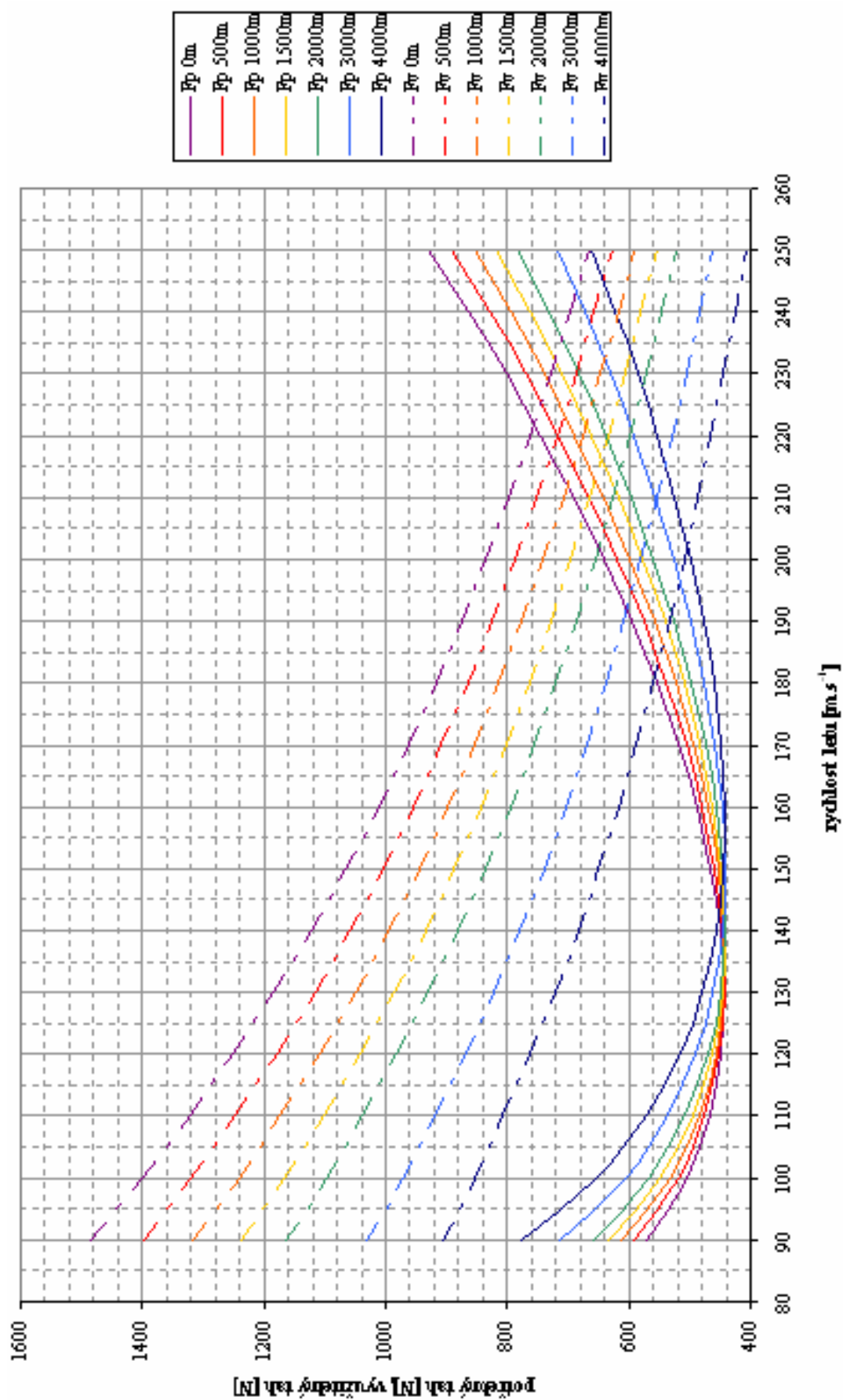
Obr.9.1 Rovnováha ustáleného horizontálního letu. Převzato z [4].

Tab.9.1 Maximální rychlost horizontálního letu.

Výška [m]	Maximální rychlost [km.h ⁻¹]
0	222
500	220
1000	218
1500	216
2000	214
3000	210
4000	203



Obr.9.2 Náhradní polára.



Obr.9.3 Rovnovážná potřebných a využitelných tahů.

9.2 Stoupání

Pro výpočet byl uvažován ustálený, přímočarý symetrický (tj. bez vybočení) stoupavý let. Výchozím bodem je silová rovnováha tohoto režimu na obr.9.4:

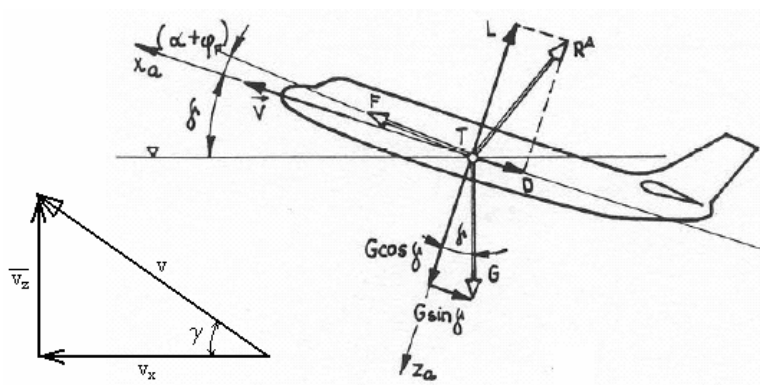
$$\text{rovnováha k ose } x_a: \quad T - D - G \cdot \sin \gamma = 0 \quad (9.3)$$

$$\text{rovnováha k ose } z_a: \quad -L + G \cdot \cos \gamma = 0 \quad (9.4)$$

Z rychlostního trojúhelníku plyne

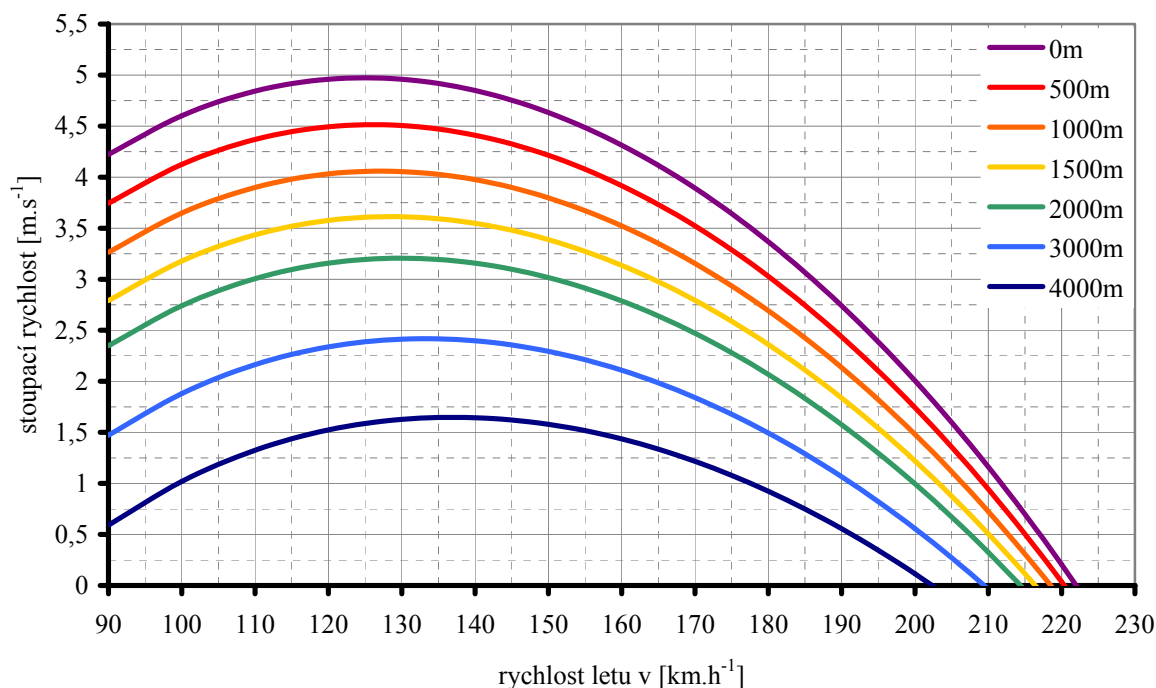
$$\overline{v_z} = v \cdot \sin \gamma = v \cdot \left(\frac{T - D}{G} \right) \quad (9.5)$$

(Pozn.: Byli předpokládány malé úhly náběhu a úhel nositelky vektoru tahu roven nule.)



Obr.9.4 Rovnováha v stoupacím režimu letu a rychlostní trojúhelník. Převzato z [4].

Výpočet je součástí přílohy 16, obr.9.5 ukazuje závislost stoupací rychlosti $\overline{v_z}$ na rychlosti letu v .

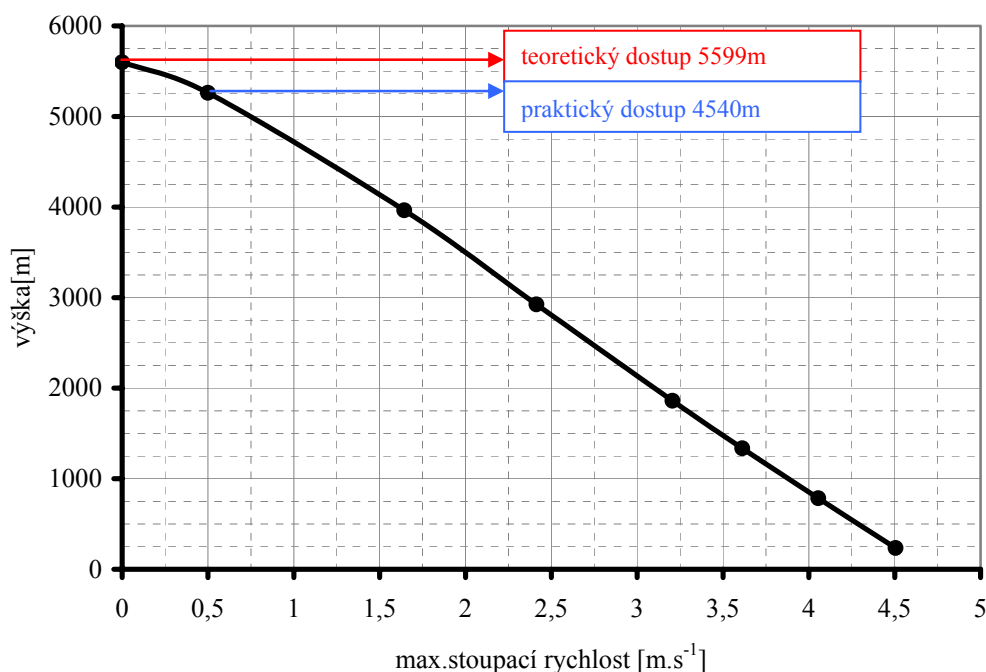


Obr.9.5 Stoupací rychlosti.

Z obr.9.5 byly odečteny maximální stoupací rychlosti pro jednotlivé výšky letu, které jsou shrnuty v tab.9.2. Dle těchto údajů se stanovil teoretický a praktický dostup letounu. Praktický dostup odpovídá rychlosti stoupání $0,5\text{m.s}^{-1}$. Závislost \bar{v}_z na výšce ukazuje obr.9.6, ve kterém jsou uvedeny získané číselné hodnoty dostupů.

Tab.9.2 Maximální stoupací rychlosti.

Výška	Maximální stoupací rychlost
[m]	[m.s ⁻¹]
0	4.96
500	4.51
1000	4.05
1500	3.58
2000	3.11
3000	2.13
4000	1.08

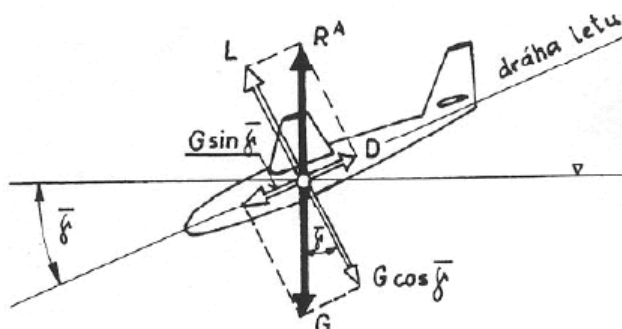


Obr.9.6 Teoretický a praktický dostup.

9.3 Ustálený klouzavý let

Jedná se o speciální případ klesavého letu, kdy předpokládáme tah pohonné jednotky roven nule. Důležitými parametry tohoto režimu jsou klouzavost K definovaná poměrem

$$K = \frac{c_L}{c_D} \quad (9.6)$$



Obr. 9.7 Rovnováha sil klouzavého letu. Převzato z [4].

a úhel klouzání, který lze odvodit z rovnic rovnováhy daného režimu. Dle obr.9.7 platí

$$G \cdot \sin \bar{\gamma} = D \quad (9.7)$$

$$G \cdot \cos \bar{\gamma} = L, \quad (9.8)$$

a tedy úhel klouzání je

$$\bar{\gamma} = \arctan\left(\frac{c_D}{c_L}\right) \quad (9.9)$$

Z rychlostního trojúhelníku, který je obdobný jako v případě stoupání, plynou vztahy pro klesací a dopřední rychlost:

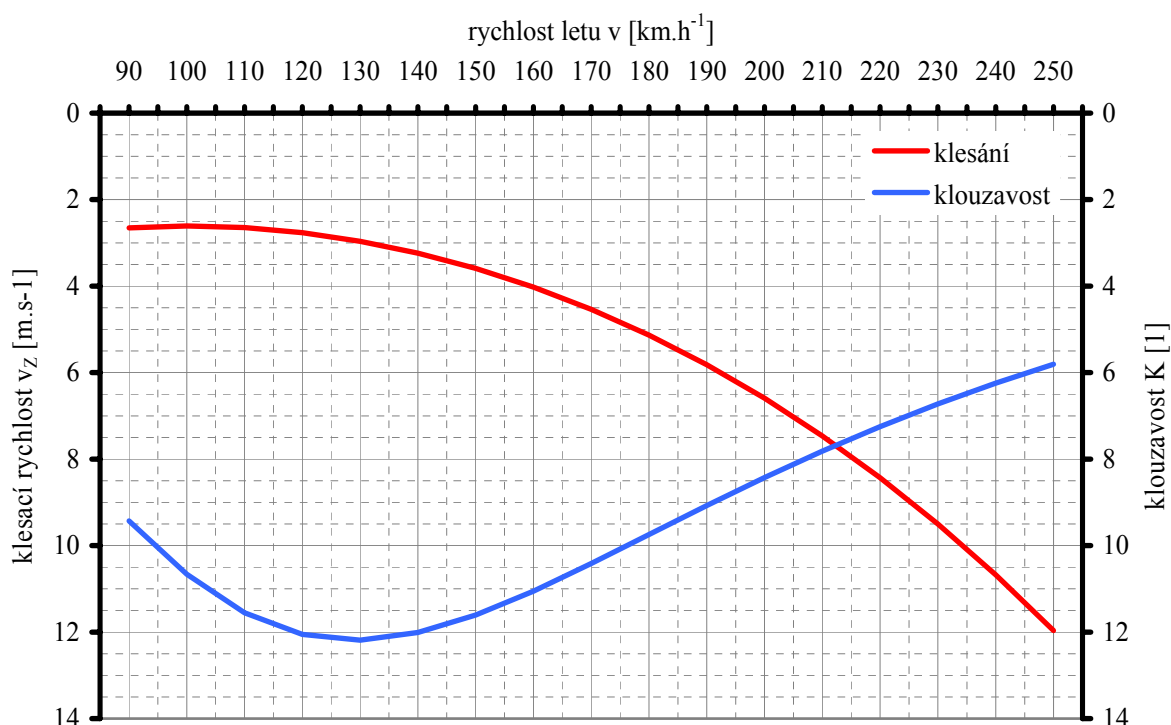
$$v_z = v \cdot \sin \bar{\gamma}, \quad (9.10)$$

$$v_x = v \cdot \cos \bar{\gamma} \quad (9.11)$$

Po vyloučení úhlu klouzání a zjednodušení se obdrží vztah

$$v_z \cong \frac{c_D}{c_L^{\frac{3}{2}}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S}} \quad (9.12)$$

Výpočtová tabulka je k nalezení v příloze 17, výsledkem výpočtu je rychlostní polára (tj. závislost stoupací rychlosti na rychlosti dopřední). Pro praktické účely je vhodné vykreslit závislost v_z na rychlosti letu, jak je vidět na obr.9.8. Na rychlosti letu závisí také klouzavost letounu, která je rovněž vyznačena v obr.9.8.



Obr.9.8 Klesací rychlost a klouzavost.

Pro hodnoty získané odečtením z obr.9.8 viz tab.9.3.

Tab.9.3 K_{\max} a v_{Zmin} .

Minimální klesací rychlost	2,61 [m.s ⁻¹]	Pro rychlost letu 99km.h ⁻¹
Maximální klouzavost	12,2 [1]	Pro rychlost letu 130km.h ⁻¹

9.4 Dolet a vytrvalost

Vytrvalost je maximální doba, po kterou je letoun schopen setrvat ve vzduchu do spotřebování veškerého množství paliva neseného na palubě, při dané konfiguraci letounu a daném režimu pohonné jednotky [4]. Z uvedené definice plyne, že v první řadě je nutné definovat konfiguraci letounu. Maximální hmotnost platíciho zatížení a současně maximální hmotnost paliva odpovídá v tomto případě $m_{TOW} = 545\text{kg}$ (viz kapitola 10), tj. 2 piloti po 90kg, palivo 43,2kg (60l) a zavazadla 10kg. Režimy, pro které byl výpočet proveden, jsou vyjmenovány v tab.9.4. Hodinová spotřeba paliva c_h jednotlivých režimů pohonné jednotky je udávána výrobcem. Hodnoty byly převzaty z [19].

Vytrvalost byla spočtena použitím vztahu

$$T_i = \frac{V}{c_{hi}}, \quad (9.13)$$

kde V je objem nádrže a výpočet vychází z předpokladu, že se spotřebuje veškeré palivo (tedy nevyčerpatelná zásoba paliva není zohledněna).

Tab.9.4 Režimy motoru a odpovídající hodinové a specifické spotřeby.

	výkon [kW]	c_h (litry) [l/h]	c_h [kg/h]	c_{eP} [kg/W.h]	c_{eP} [kg/W.s]
startovní výkon	73,5	27,00	19,44	0,00026449	7,34694E-08
nejvyšší trvalý výkon	69,0	25,00	18,00	0,00026087	7,24638E-08
75% trvalého výkonu	51,0	18,50	13,32	0,00026118	7,25490E-08

Pro stanovení doletu, tedy vzdálenosti, kterou je letoun schopen uletět s daným množstvím paliva a za daných letových podmínek, jsou důležitými parametry hodinová a specifická spotřeba paliva. Platí mezi nimi vztah

$$c_h = c_{eP} \cdot P_{mot} \quad (9.14)$$

a z toho plyne

$$c_{eP} = \frac{c_h \cdot \rho_{pal}}{1000 \cdot 3600} \cdot \frac{1}{P_{mot}} [\text{kg}/(\text{W.s})] \quad (9.15)$$

kde ρ_{pal} je hustota paliva (letecký benzín AVGAS 100LL) uváděná v [20].

Pro stanovení doletu byly uvažovány stejné případy, jako v případě vytrvalosti. Ve výpočtu odhadu doletu se vychází z jednoduchého vztahu

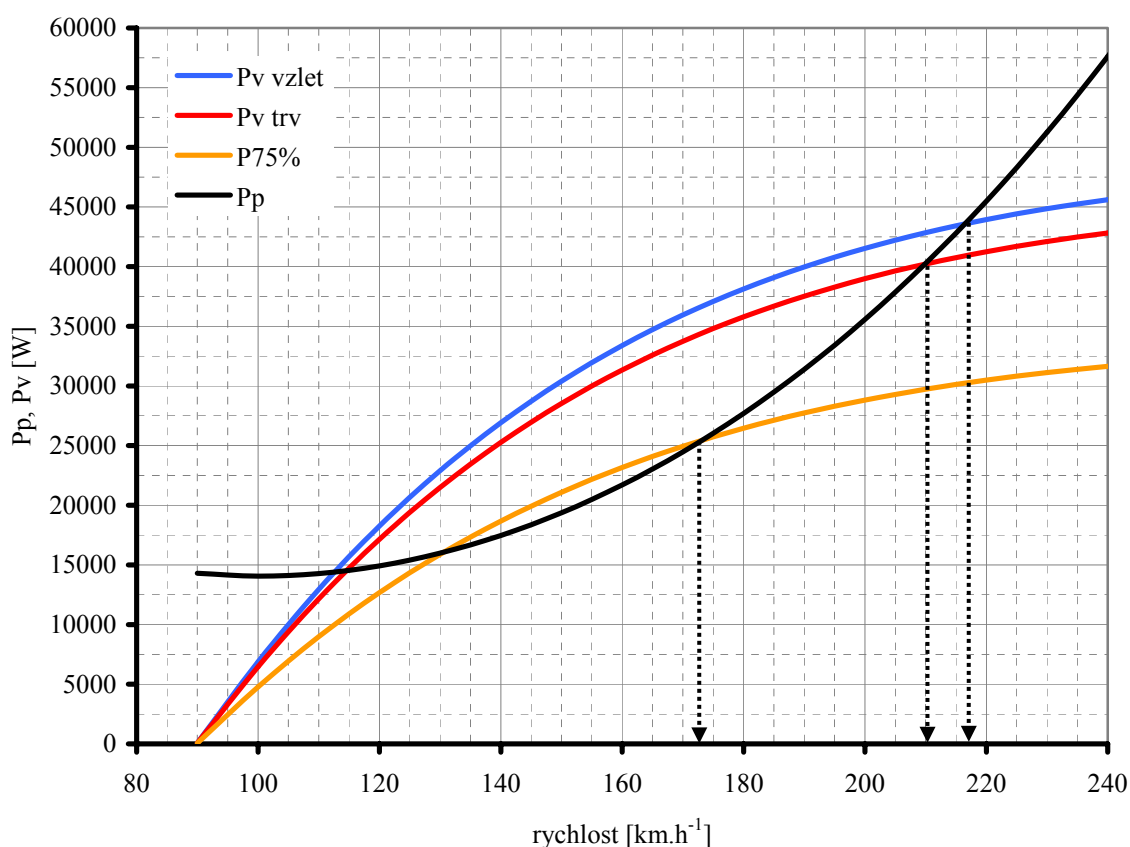
$$R_i = T_i \cdot v_i, \quad (9.16)$$

přičemž písmeno „i“ značí příslušný režim PJ, R je označení pro dolet, T je vytrvalost pro maximální horizontální rychlost v_i odpovídající danému výkonu motoru. Byla stanovena

obdobným postupem, jako maximální horizontální rychlosti letu v kap.9.1, na obr.9.9 je znázorněn jejich odečet. Vstupní hodnoty a získané výsledky jsou obsaženy v tab.9.5.

Tab.9.5 Maximální rychlosti v_H pro dané režimy PJ, dolety, vytrvalosti.

režim motoru	rychlost v_H [km.h ⁻¹]	Výkon PJ [W]	Vytrvalost [hod]	Dolet [km]
75% výkonu motoru	173	73,5	2,22	482,2
Maximální trvalý výkonu motoru	209	69,0	2,40	501,6
Maximální.vzletový výkon	217	51,0	3,24	561,1



Obr.9.9 Rychlost horizontálního letu pro jednotlivé režimy PJ.

Vytrvalost odpovídající maximálnímu vzletovému výkonu ztrácí svůj význam, protože výrobce časově omezuje použití tohoto režimu na 5min.

9.5 Vzlet

Délku vzletu lze rozdělit na několik úseků, jak je zobrazena na obr.9.10. Pro výpočet byl uvažován zjednodušený model, který se skládá z rozjezdu a vzdušné části vzletu.

Definice rychlostí na obr.9.10 je následující: v_S - rychlost pádová, v_{LOF} - rychlost odpoutání a v_2 - bezpečná rychlost vzletu. Pádová rychlost plyne z maximálního součinitele vzlaku letounu ve vzletové konfiguraci a má hodnotu

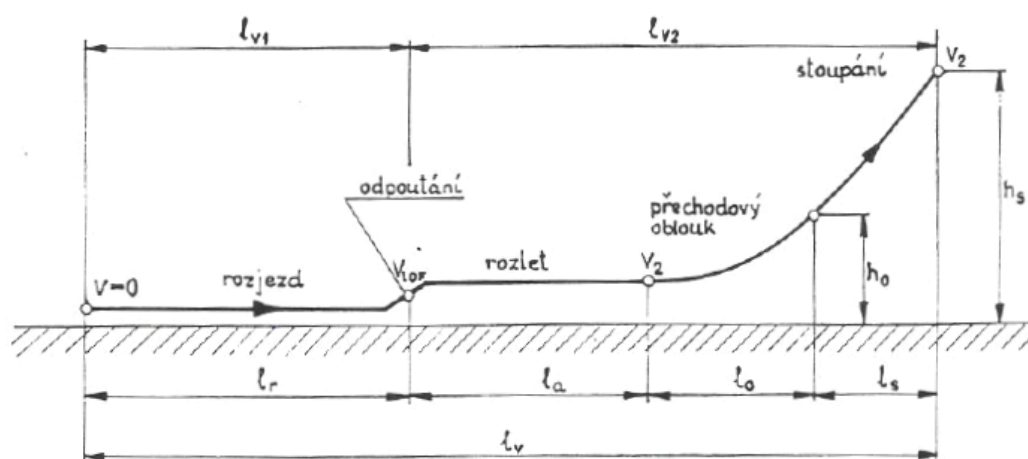
$$v_{S1} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_{L \max} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 550 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,70 \cdot 10,77}} = 79 [\text{km.h}^{-1}] \quad (9.17)$$

Po dosažení výšky 15m nad úroveň vzletového povrchu musí letoun získat rychlost ne menší než $1,3 V_{S1}$ [21], tj.

$$v_2 = 1,3 \cdot v_{S1} = 1,3 \cdot 79 = 102,7 [\text{km.h}^{-1}] \quad (9.18)$$

Rychlost odpoutání dle [4] by měla být minimálně o 10% vyšší než v_{S1} , tedy

$$v_{LOF} = 1,1 \cdot v_{S1} = 1,1 \cdot 79 = 86,9 [\text{km.h}^{-1}] \quad (9.19)$$



Obr.9.10 Schéma vzletu. Převzato z [4].

Tab.9.6 uvádí potřebné vstupní hodnoty pro výpočet celkové délky vzletu.

Tab.9.6 Vstupní hodnoty pro výpočet délky vzletu.

	Označení	Jednotky	LOF (odlepení)	2 (bezpečný vzlet)
Rychlost	v	km.h^{-1}	86,9	102,7
Využitelný tah	F_v	N	1511,7	1379,3
Součinitel vztlaku	c_L	1	1,41	1,01
Součinitel odporu	c_D	1	0,098	0,067
Odpor letounu	D	N	376,9	360,3
Střední hodnota F_v	$F_{\text{stř}}$	N	1445,5	
Střední hodnota D	$D_{\text{stř}}$	N	368,6	

a) Délka pozemní části vzletu (rozjezd) je definovaná výrazem

$$l_{V1} = \int_0^{v_{LOF}} \frac{v \cdot dv}{a_x}, \quad (9.20)$$

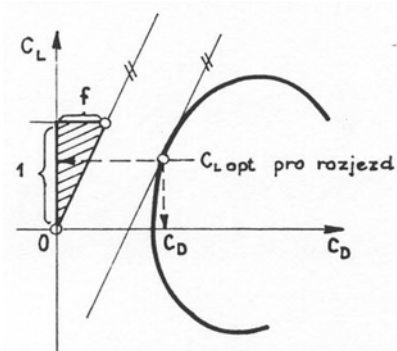
kde

$$a_x = g \cdot \left[\frac{F_v}{G} - f_{tř\ VZ} - (c_{Dopt} - f_{tř\ VZ} \cdot c_{lopt}) \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2 \cdot \left(\frac{G}{S} \right)} \right] \quad (9.21)$$

je zrychlení letounu ve směru pohybu a závisí na tzv. optimálním součiniteli vztlaku c_{Lopt} . Ten je ovlivněn součinitelem tření, tedy kvalitou VPD. Jeho hodnota byla dle doporučení v [16] uvažována $f_{tř\ VZ} = 0,05$, což platí pro pevnou suchou travu. Postup zjištění c_{Lopt} je naznačen na obr.9.11, získané hodnoty jsou $c_{Lopt} = 0,78$ a $c_{Dopt} = 0,055$. Optimální součinitel odporu plyne ze známé poláry letounu.

Integrace byla provedena v programu MS Excel, průběh výpočtu je obsažen v tab.9.7.

Stanovená délka rozjezdu má hodnotu $l_{v1} = 108m$.



Obr.9.11 Optimální c_L a c_D . Převzato z [4].

Tab.9.7 Výpočet délky rozjezdu.

rychlost letu		Využitelný tah	Zrychlení a_x	Poměr v/a_x	L_{v1}
[km.h ⁻¹]	[km.h ⁻¹]	[N]	[m.s ⁻²]	[s]	[m]
0	0,00	2564,56	4,17	0,00	0
10	2,78	2412,15	3,89	0,71	1
20	5,56	2267,42	3,63	1,53	4
30	8,33	2131,59	3,37	2,47	10
40	11,11	2004,31	3,13	3,55	18
50	13,89	1885,21	2,91	4,78	30
60	16,67	1773,94	2,69	6,19	45
70	19,44	1670,12	2,49	7,82	64
80	22,22	1573,41	2,29	9,70	89
86,9	24,13	1511,68	2,17	11,14	108

b) Délka vzdušné části vzletu se stanoví dle

$$l_{v2} = \frac{G}{(F - D)_{str}} \cdot \left[\frac{v_2^2 - v_{LOF}^2}{2 \cdot g} + h_s \right] \quad (9.22)$$

$$l_{v2} = \frac{550 \cdot 9,81}{1445,5 - 368,6} \cdot \left[\frac{(102,7/3,6)^2 - (86,9/3,6)^2}{2 \cdot 9,81} + 15 \right] = 134m ,$$

přičemž

$$F_{str} = \frac{F_{vLOF} + F_{v2}}{2} = \frac{1511,5 + 1379,3}{2} = 1445,5 \text{ N} \quad (9.23)$$

$$D_{str} = \frac{D_{vLOF} + D_{v2}}{2} = \frac{376,9 + 360,3}{2} = 368,6 \text{ N} \quad (9.24)$$

c) Celková délka vzletu

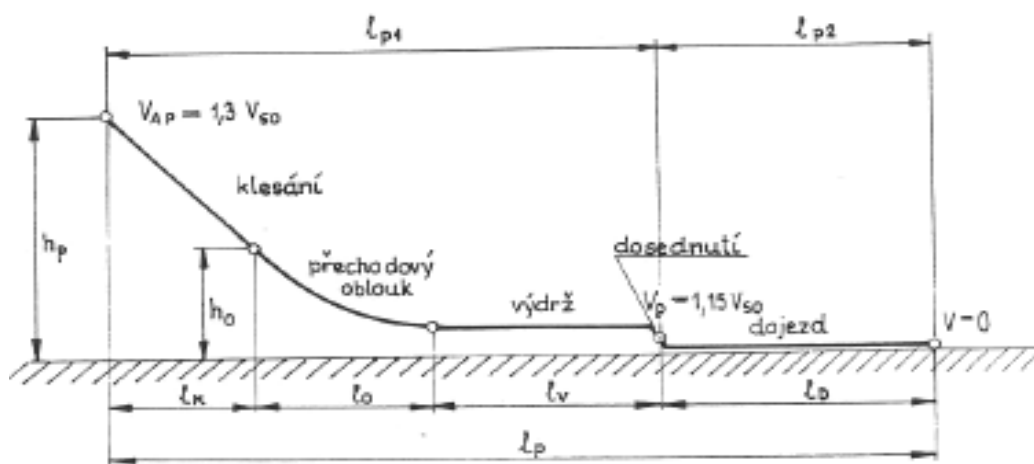
$$l_V = l_{V1} + l_{V2} = 108 + 134 = 242 \text{ m} \quad (9.25)$$

9.6 Přistání

Obdobně jako u vzletu, i délku přistání lze rozdělit do několika úseků, jak ukazuje obr.9.12. Pro výpočty je opět uvažován zjednodušený model sestávající ze vzdušné části a dojezdu. Vstupní hodnoty nutné pro výpočet jsou shrnuty v tab.9.8. Charakteristické rychlosti byly stanoveny následovně:

$$\text{rychlost přiblížení: } v_{AP} = 1,3 \cdot v_{S0} = 1,3 \cdot 75 = 97,5 \text{ [km.h}^{-1}\text{]} \quad (9.26)$$

$$\text{rychlost dosednutí: } v_P = 1,15 \cdot v_{S0} = 1,15 \cdot 75 = 86,3 \text{ [km.h}^{-1}\text{]} \quad (9.27)$$



Obr.9.12 Schéma přistání. Převzato z [4].

Tab.9.8 Vstupní hodnoty pro výpočet délky přistání.

	Označení	Jednotky	AP (přiblížení)	P (dosednutí)
Rychlost	v	km.h^{-1}	97,5	86,3
Součinitel vztlaku	c_L	1	1,11	1,42
Součinitel odporu	c_D	1	0,11	0,14
Odpor letounu	D	N	548,9	521,5
Střední hodnota D	$D_{stř}$	N	532,5	

a) Délka vzdušné části přistání je dána výrazem

$$l_{p1} = \frac{G}{(F - D)_{str}} \left[\frac{v_{AP}^2 - v_P^2}{2 \cdot g} + h_s \right], \quad (9.28)$$

přičemž byl uvažován nulový tah letounu v průběhu přistání a střední hodnota odporu se spočte obdobně, jako v případě vzletu. Po dosazení

$$l_{p1} = \frac{5395,3}{(0 - 535,2)} \left[\frac{(97,5/3,6)^2 - (86,3/3,6)^2}{2,9,81} + 15 \right] = 233m$$

b) Délka dojezdu se stanoví dle

$$l_{p2} = \int_{v_p}^0 \frac{v \cdot dv}{a_D}, \quad (9.29)$$

kde

$$a_D = g \cdot \left[-f_{\text{tr } P\dot{R}} - (c_D - f_{\text{tr } P\dot{R}} \cdot c_l) \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2 \cdot \left(\frac{G}{S} \right)} \right] \quad (9.30)$$

Za c_L a c_D byly dosazeny hodnoty odpovídající rychlosti dosednutí v_p , tj. $c_L = 1,42$ a $c_D = 0,14$, součinitel tření $f_{\text{tr } P\dot{R}} = 0,4$. Výpočet uvádí tab.9.9.

Tab.9.9 Výpočet délky dojezdu letounu

rychlost letu		Zrychlení a_D	Poměr v/a_x	l_{p2}
[km.h ⁻¹]	[km.h ⁻¹]	[m.s ⁻²]	[s]	[m]
0	0,00	3,92	0,00	196
10	2,78	3,89	0,71	195
20	5,56	3,79	1,47	192
30	8,33	3,62	2,30	187
40	11,11	3,39	3,28	179
50	13,89	3,09	4,49	169
60	16,67	2,72	6,12	154
70	19,44	2,29	8,49	134
80	22,22	1,79	12,42	105
86,35	23,99	1,44	16,69	79
90	25,00	1,22	20,45	60
97,62	27,12	0,75	36,34	0

d) Celková délka přistání

$$l_p = l_{p1} + l_{p2} = 233 + 196 = 429 \text{ m} \quad (9.25)$$

10 Hmotový rozbor

V letectví je jedním z nejdůležitějších úloh dosažení minimální hmotnosti konstrukce letounu při plnění požadované funkce bez ohrožení bezpečnosti a spolehlivosti provozu [4]. Kromě letových výkonů mají hmotnostní charakteristiky dopad také na stabilitu letounu. Součástí kapitoly je výpočet rozsahu centrál, ze které se vychází při stanovování statické a dynamické zásoby letounu v kap.7.3.5.

10.1 Metodika

Při předběžném návrhu konstrukce letounu je téměř nemožné přesně stanovit hmotnosti jednotlivých jeho částí a polohy jejich těžišť. Různé literatury doporučují různé způsoby odhadů. Jednou z možností je odhad hmotnosti na základě statistických údajů z letounů stejné kategorie. Častým problémem je však nedostupnost těchto informací. Jako další možnost se uvádí použití empirických vzorců, kterých základem jsou však opět statistické údaje. To má za následek, že v případě různých autorů mohou mít získané výsledky poměrně odlišné hodnoty. Přesto je tato metoda běžně používána. Nejpresnější odhad hmotností v této fázi návrhu dává 3D model letounu vytvořený v software-u, který umožňuje stanovení hmotností a poloh těžišť jednotlivých částí.

Hmotnostní rozbor uvedený v této kapitole je kombinací druhé a třetí metody zmíněné nahoře. Letoun byl rozdělen do celků vyjmenovaných v tab.10.1.

Tab.10.1 Členění letounu pro hmotový rozbor.

Drak	Křídlo
	Trup
	Ocasní plochy
	Přistávací zařízení
Pohonná jednotka	Motor + Příslušenství
	Vrtule
	Palivový systém
Výstroje a systémy	Systém řízení
	Elektrický systém
	Přístroje, avionika
	Vybavení interiéru
	Nátěr
Proměnné hmoty	Posádka
	Palivo
	Zavazadla

10.2 Hmotnost jednotlivých celků letounu

10.2.1 Hmotnost draku

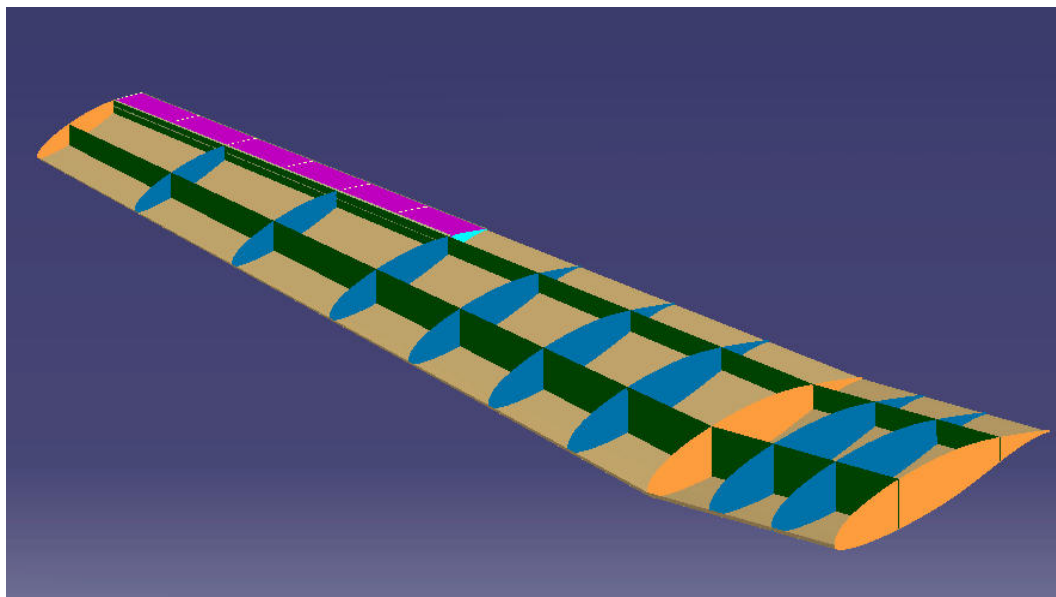
Pro velký počet uvažovaných komponent v případě jednotlivých částí draku jsou výpočtové tabulky uvedeny v příloze 12, tab.10.2 v závěru kapitoly obsahuje výsledné hmotnosti jednotlivých celků draku (křídlo, trup, OP, přistávací zařízení).

a) Křídlo

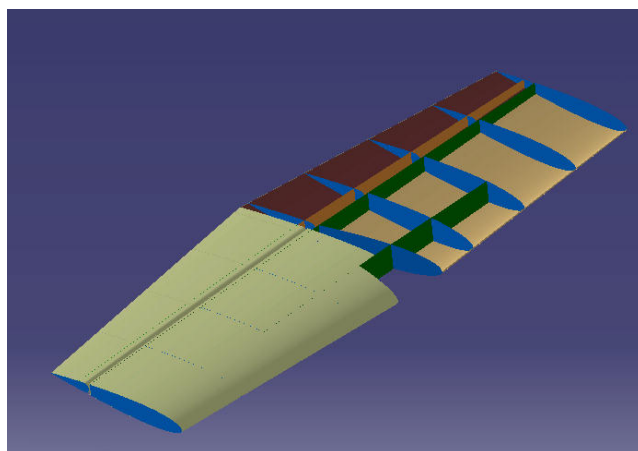
Při stanovení hmotnosti křídla se vycházelo z 3D modelu (viz obr.10.1), kde jednotlivé části (potahy, žebra, ...) byly nahrazeny plochami. Každé ploše se pak přiřadila tloušťka a hustota určitého materiálu a následně se vypočítala hmotnost. Na horním a dolním potahu křídla byla předpokládána větší tloušťka, která zahrnuje i podélné výztuhy.

b) Ocasní plochy

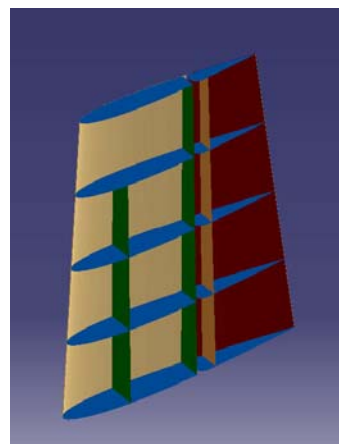
Postup stanovení je totožný jako v případě křídla. Předběžné modely jsou zobrazeny na obr.10.2a, resp.10.2b



Obr.10.1 Model křídla.



Obr10.2a Model VOP.



Obr.10.2b Model SOP.

c) Trup

Byl rozdělen na 3 části a překryt kabiny (čelní sklo + odsouvateľná část). Jelikož k dispozici byl pouze model střední části trupu, plochy dalších dílů byly odhadnuty ze známé plochy půdorysu a bokorysu pomocí vztahu (6.24), tedy

$$F_{tri} = (F_{trbi} + F_{trpi}) \cdot \left(2 - 0,4 \cdot \frac{F_{trpi}}{F_{trbi}} \right).$$

Pro kontrolu, jestli použití tohoto výrazu dává uspokojivé výsledky byl proveden výpočet povrchu střední části trupu a srovnán s naměřenou hodnotou:

$$F_{tri} = (2,284 + 3,42) \cdot \left(2 - 0,4 \cdot \frac{3,42}{2,28} \right) = 7,99 \text{ m}^2$$

Naměřená hodnota je $F_{tri} = 7,89 \text{ m}^2$, tedy rozdíly jsou přijatelné. Jelikož nebyly detailně řešeny přepážky a další části trupu, jednotlivým plochám potahu se přiřadila větší tloušťka materiálu.

d) Přistávací zařízení

Bylo rozděleno na hlavní podvozek a ostruhu. Hmotnost zád'ového podvozku byla stanovena na základě modelu znázorněného na obr.11.6 v kap.11.5.4. Hmotnosti jednotlivých částí hlavního podvozku byly pouze odhadnuty, jelikož v této fázi návrhu model ještě nebyl k dispozici. Schéma hlavního podvozku je uvedeno na obr.11.7.

e) Hmotnost draku letounu

Tab.10.2 Hmotnost draku.

Název části	Hmotnost části [kg]
Křídlo (včetně vztlakové mechanizace a křidélek)	86
Trup	45,9
Ocasní plochy (VOP, SOP)	13,3
Podvozek (hlavní, zád'ový)	26
Drak	171,2

10.2.2 Hmotnost pohonné jednotky

V této skupině hmot byly uvažovány: motor a příslušenství, motorové lože, vrtule, baterie a palivová instalace. Hmotnosti motoru a příslušenství jsou obsaženy v podkladech dodávaných výrobcem, viz příloha 18. Jak poloha těžiště, tak i hmotnost motorového lože jsou odhadnuty podle letounů stejné kategorie. Pro stanovení hmotnosti palivové instalace byl použit empirický vzorec dle [9]

$$w_{fs} = 0,04 \cdot w_f / K_{fsp}, \quad (10.1)$$

kde w_f je hmotnost paliva v lb a K_{fsp} je rovno 5,87 lbs/gal pro letecký benzín. Tab.10.3 uvádí získané výsledky.

Tab.10.3 Hmotnost pohonné jednotky.

Název části	Hmotnost části [kg]
Motor + příslušenství	76.35
Motorové lože	3
Vrtule	8
Palivová instalace	2,9
Baterie	7
Pohonná jednotka	97,3

10.2.3 Hmotnost vybavení, výstroje a systémů

Pro nedostatek bližších informací byly hmotnosti komponent v této skupině spočteny dle empirických vzorců uvedených v [9] následovně:

1. Systém řízení

$$w_{fc} = 0,23 \cdot w_{TO}^{2/3}, \quad (10.2)$$

kde w_{TO} je vzletová hmotnost v lb.

2. Elektrický systém

$$w_{es} = 0,0268 \cdot w_{TO} \quad (10.3)$$

3. Interiér

- čalounění $w_{fur} = 0,412 \cdot (N_{pax})^{1,145} \cdot (w_{TO})^{0,489}, \quad (10.4)$

kde N_{pax} je počet pasažérů (resp. členů posádky).

- sedačky 12kg

4. Nátěr

$$w_p = 0,003 \cdot w_{TO} \quad (10.5)$$

5. Přístroje - hmotnost byla odhadnuta na základě seznamu přístrojů v [23]:

• magnetický kompas	350g
• rychloměr	275g
• výškoměr	590g
• zatačkoměr	590g
• variometr	480g
• sdružený přístroj	
– tlakoměr oleje, teploměr oleje, tlakoměr paliva	500g
• teploměr hlav válců	150g
• otáčkoměr	250g
• palivoměr	150g
• radiostanice	1100g
• modul družicové navigace GPS	665g

Přístroje celkem 5100g

Hmotnost přístrojové desky bez přístrojů (pouze odhad) 1700g

Celkem 6800g

V této fázi návrhu nejsou známy přesné polohy těžišť jednotlivých systémů, proto byly pro prvotní rozbor uvažovány přibližně v těžišti prázdného letounu (kromě přístrojů).

Tab.10.4 Hmotnost vybavení, výstroje a systémů.

Název části	Hmotnost části [kg]
Systém řízení	11,9
Elektrický systém	4,7
Vybavení interiéru celkem	18
Nátěr	1,7
Přístroje	6,8
Vybavení, systémy	43,1

10.2.4 Proměnlivé hmoty

Tuto skupinu lze rozdělit na dvě části: platící zatížení, které zahrnuje členy posádky se zavazadly nebo přenášeným nákladem a pohonné hmoty. Hmotnost paliva se stanoví dle objemu palivové nádrže, který se u letounů kategorie VLA pohybuje od 50 do 180 litrů. Pro tento letoun byla navržena nádrž s objemem 60 litrů. Hmotnost paliva při hustotě $0,72 \text{ kg} \cdot \text{dm}^{-3}$ je přibližně 43,2 kg. Tab.10.5 uvádí maximální hodnoty proměnných hmot.

Tab.10.5 Měnicí se hmoty.

Název části	Hmotnost části [kg]
Pilot 1	90
Pilot 2	90
Zavazadla	20
Pohonné hmoty	43,2
Proměnlivé hmoty	243,2

10.3 Celková hmotnost letounu

Je dána součtem hmotností jednotlivých skupin určených v předchozích kapitolách. Shrnutí výsledků podává tab.10.6.

Tab.10.6 Celková hmotnost letounu.

Název části	Hmotnost části [kg]
Drak	171,2
Pohonná jednotka	97,3
Vybavení, výstroje a systémy	43,1
Proměnlivé hmoty	243,2
Prázdná hmotnost letounu	311,6
Celková hmotnost letounu	554,8

Při výpočtech aerodynamických charakteristik se uvažovala vzletová hmotnost 550 kg. Proto je pro plné obsazení letounu a plných nádrží omezena hmotnost zavazadel na 10 kg, čímž je dodržena zvolená m_{TOW} .

V této fázi návrhu je hmotový rozbor pouze orientační a je nutné ho průběžně zpřesňovat. Snížení hmotnosti částí konstrukce je možné až po podrobnějším pevnostním rozboru.

10.4 Centráže

Rozsah centráží hraje důležitou roli z hlediska stability a rozhoduje o bezpečnosti provozu letounu. Proto se již v předběžném návrhu odhadují hmotnosti a polohy těžišť jednotlivých částí a hledá se poloha těžiště odpovídající různým letovým konfiguracím. Cílem hmotového rozboru je stanovit mezní přední a zadní centráž (poloha těžiště letounu v % SAT) a tím i jeho rozsah. V následujících podkapitolách jsou rozebrány tři konfigurace

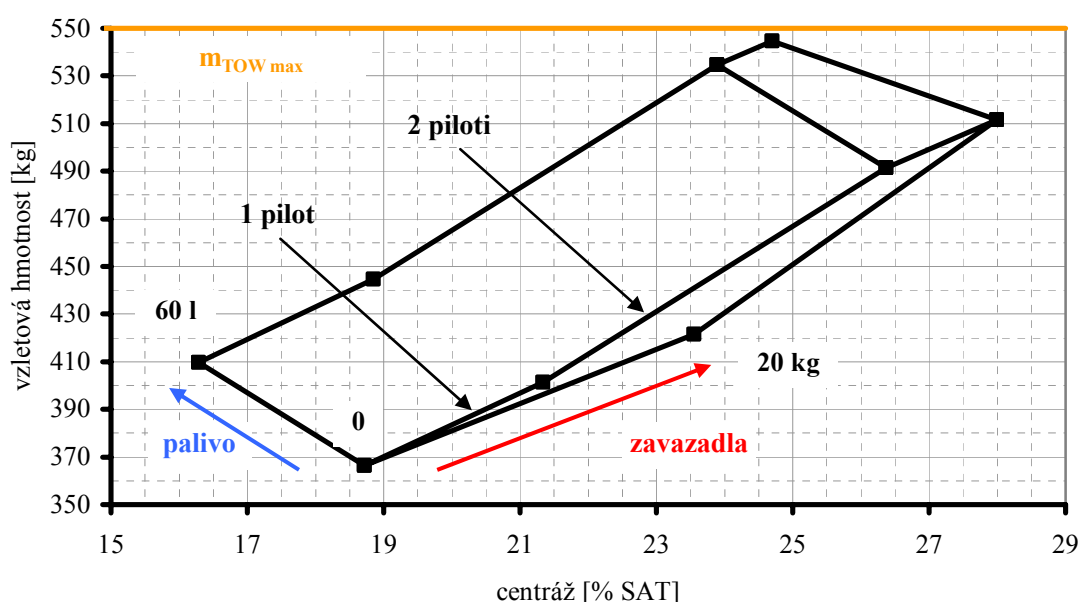
- 1 Krajní přední centráž
- 2 Krajní zadní centráž
- 3 Plné obsazení letounu

10.4.1 Krajní přední centráž

Této poloze těžiště odpovídá obsazení letounu a rozmístění hmot dle tab.10.7. V obr.10.3 je zobrazena kompletní hmotnostní obálka a její krajní levý bod odpovídá právě této konfiguraci.

Tab.10.7 Konfigurace 1.

Název	Hmotnost	M.x _T	Poloha těžiště celé konfigurace
	[kg]	[kg.mm]	[% SAT]
Prázdný letoun	311	613664.5	16.29
Pilot	55	132682.9	
Zavazadla	0	0	
Palivo	43,2	75553.3	
Σ	410	271112.5	



Obr.10.3 Hmotnostní obálka.

10.4.2 Krajní zadní centráž

Podobně, jako v předchozí kapitole, popis konfigurace je obsažen v tab.10.8, grafické znázornění je vidět na obr.10.3. Jedná se o krajní pravý bod.

Tab.10.8 Konfigurace 2.

Název	Hmotnost	M.x _T	Poloha těžiště celé konfigurace
	[kg]	[kg.mm]	[% SAT]
Prázdný letoun	311	613664.5	28.00
Pilot 1	90	217117.5	
Pilot 2	90	217117.5	
Zavazadla	20	53043.9	
Palivo	0	0	
Σ	511	550155.2	

10.4.3 Plné obsazení letounu

Aby byla dodržena maximální vzletová hmotnost 550kg, při maximální hmotnosti posádky (2 piloti po 90kg) a plných nádržích (60l), je nutné omezit celkovou hmotnost zavazadel na 10kg, jak už bylo poznamenáno v předchozích kapitolách. Konfigurace 3 je také znázorněna na obr.10.3 (horní vrchol obrazce) a popsána v tab.10.9.

Tab.10.9 Konfigurace 3.

Název	Hmotnost	M.x _T	Poloha těžiště celé konfigurace
	[kg]	[kg.mm]	[% SAT]
Prázdný letoun	311	613664.5	24.70
Pilot 1	90	217117.5	
Pilot 2	90	217117.5	
Zavazadla	20	53043.9	
Palivo	43,2	75553.34	
Σ	545	599186.6	

11 Technologie výroby

Souběžně s touto prací jsou řešeny uspořádání a konstrukce jednotlivých částí letounu. Proto je technologie výroby prozatím založena pouze na úvahách a doporučeních různých zdrojů.

Jedním z hlavních cílů návrhu repliky letounu je snaha zachovat co největší podobnost s původním letounem a proto byla zvolena konstrukce celokovová. Mezi její největší výhody patří bohaté zkušenosti s použitím materiálů z lehkých slitin a technologií výroby dílů. Důležitým pojmem při návrhu konstrukce letounu je technologičnost. Posuzuje se podle řady ukazatelů, jakými jsou například pracnost, čas, náklady, atd. Konstruktor může ovlivnit technologičnost v několika oblastech, kterými jsou :

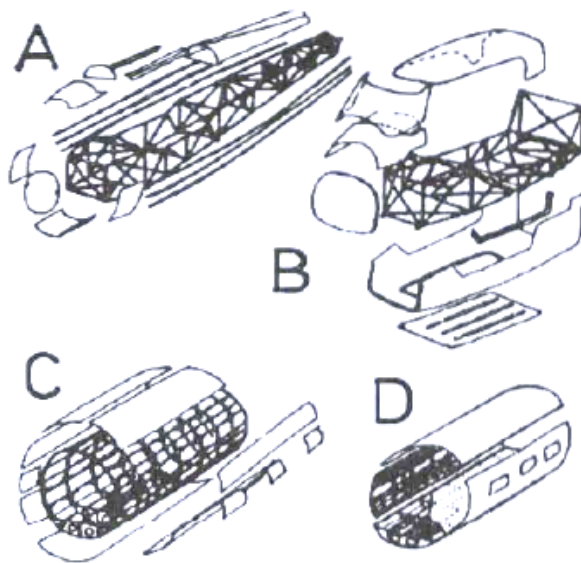
- a) Způsob stavby a konstrukčně - technologické dělení letadla
- b) Výrobní jednoduchost tvarů
- c) Konstrukce spojů
- d) Kontrolovatelnost
- e) Zpracovatelnost materiálů
- f) Lícování
- g) Dědičnost a opakovatelnost

11.1 Ovlivnění technologičnosti

11.1.1 Systém a dělení konstrukce

- a) Sestavování draku

Ze způsobu dělení konstrukce vyplývá jednak systém přenosu zatížení uvnitř konstrukce, jednak způsob stavby samotného letadla. Z několika základních stavebních systémů, jako např.: „kostra - karoserie“ (viz obr.11.1A), snímací karoserie (obr.11.1B), panelový systém (obr.11.1D), atd., byl zvolen typ „kostra - potahy“ (viz obr.11.1C), který spočívá v sestavení kostry v přípravku a následném potažení.



Obr.11.1 Způsob stavby letounu. Převzato z [15].

- b) Hierarchie dílů a částí konstrukce

Běžně zavedené technologické dělení je následující:

- Detaily - základní, dále nedělitelné stavební části
- Podsestavy a sestavy - části téže stavební skupiny spojované většinou nerozebíratelnými spoji
- Podskupiny a skupiny - stavební části vystrojené příslušnými částmi (např. křídlo s namontovaným řízením)
- Úplné letadlo

11.1.2 Výrobní jednoduchost tvarů

Dle tvaru lze výrobní díly rozdělit do tří skupin:

- 1) Rovinné díly - nevyžadují tváření
- 2) Díly s jednou křivostí
- 3) Díly s dvojitou křivostí

Podle toho, do které skupiny určitý díl spadá, se odvíjí složitost a nákladnost jeho výroby. Plochy s jednou křivostí se běžně vyrábí skružováním ve válcích nebo ohýbáním pod ohraňovací lisou, zatímco v případě ploch s dvojitou křivostí se používá tažení na lisech, creepové a elektropulsní postupy apod.

11.1.3 Spoje

Celokovová konstrukce se nejběžněji spojuje nýtováním, které bylo zvoleno jako dominantní i v případě repliky L-40 „Meta Sokol“. Hlavním důvodem je nižší technologická náročnost ve srovnání s dalšími způsoby (jakými jsou svařování nebo lepení).

Co se týče konstrukcí spojů, tak je nutné dodržovat několik zásad, které jsou uvedeny např. v [15].

11.1.4 Kontrolovatelnost

Přesné rozmístění otvorů a demontovatelných krytů v této fázi návrhu ještě není známo, proto jsou zde nastíněny pouze úvahy o vhodnosti jejich poloh.

Všechny důležité uzly a mechanismy, části systémů apod. musí být přístupné pro provedení kontroly. V případě snadného přístupu je možné použití jednodušších kontrolních postupů, které jsou cenově výhodnější. V tom spočívá hlavní výhoda „dobře kontrolovatelného“ systému. Ne vždy je však možné zpřístupnit všechna potřebná místa. V tomto případě je nevyhnutné použití složitějších diagnostických metod, které kromě vysokých nákladů na vlastní provedení kontroly, jsou také časově náročnější. S rozvojem nových metod se ale i tyto postupy stávají přístupnější a doba trvání kontrol se stále zkracuje.

11.1.5 Zpracovatelnost materiálů

Je dána obrobitelností, tvarovatelností a v neposlední řadě přizpůsobitelností. Co se týče dílů vyrobených ze slitin hliníku, vyznačují se relativně snadným přizpůsobováním.

Zpracovatelnost materiálu výrazně ovlivňuje obtížnost výroby, která je mírou technologičnosti konstrukce.

11.1.6 Lícování

Vhodnou volbou tolerancí a přesností jednotlivých dílů lze výrazně ovlivnit náklady na výrobu. Při nesprávné volbě (např. zbytečné tolerance nefunkčních rozměrů, úzká toleranční pole, atd.) dochází k růstu ceny náradí i náročnosti výrobních a kontrolních operací a tedy k prodražování celé výroby.

11.1.7 Dědičnost a opakovatelnost

V případě návrhu repliky je možné zachovat některé prvky původního letounu, případně použít položky z typově příbuzných letounů.

11.2 Volba materiálu

Jedná se o celokovovou konstrukci, přičemž značnou část použitých materiálů tvoří slitiny hliníku. Následující seznam podává přehled o materiálech zvolených pro jednotlivé části konstrukce.

Slitiny Al :

- AW-2024 (EN), ONZ 424203
 - je to jedna z nejrozšířenějších slitin používaných v letecké výrobě
 - vysoce pevný po tepelném zpracování ale s nízkou korozní odolností
 - maximální provozní teplota 150°C
 - vhodný ke svařování, svařitelnost podmíněná
 - obrobiteľnosť reznými nástroji po vytvrzení dobrá, po žíhání špatná
 - polotovary: plechy, tyče, trubky, profily
 - použití: kostry pro potahy, přepážky, žebra, nosníky, táhla řízení, pásnice
- AW-6063 (EN), ONZ 424401
 - dobrá tvárnost, leštitelnost a odolnost proti korozi, vhodný ke svařování
 - plastické vlastnosti v žíhaném stavu dobré, ve vytvrzeném stavu vyhovující, tvařitelnost za teplot 450 - 500°C velmi dobrá
 - korozní odolnost je velmi dobrá, neprojevuje se sklon ke koroznímu praskání pod napětím
 - polotovary: trubky, profily, dráty
 - použití: kabiny letadel a vrtulníků, kryty, rámy dveří, přepážky
- AW- 3103 (EN), ONZ 424432
 - je pevnější než čistý hliník při zachování vysoké tvárnosti, nevytvrzovatelný, dobře chemicky odolný, velmi dobře korozně odolný (téměř jako čistý hliník)
 - je velmi dobře svařitelný všemi způsoby
 - polotovary: plechy, pásy, pruhy, kotouče, profily, trubky, tyče
 - použití: přístroje, nádrže, potrubí, chladiče

Oceli:

- L-CM3 (hutní označení), ČSN 415131 (15 131)
 - vhodná k zušlechťování
 - je dobře tvařitelná za tepla a dobře obrobiteľná
 - polotovary: tyče, trubky, plechy, výkovky
 - použití: trubkové svařované konstrukce, závěsy
- L-ROLN (hutní označení), ČSN 416532 (16 532)
 - je dobře tvárná za tepla, ve stavu žíhaném na měkko dobře obrobiteľná
 - není vhodná ke svařování
 - používá se na strojní součásti s vysokou pevností (podvozky)

Tab.11.1 Mechanické vlastnosti vybraných materiálů.

Označení	Rm	Rp0,2	E	G	Složení	Hustota
	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	-	[g/cm ³]
AW-2024 (EN)	460	325	od 70610 do 73550	od 25500 do 27460	AlCu4Mg1	2,800
AW-6063 (EN)	310	155	≈ 72000	-	AlMgSi	2,710
AW-3103 (EN)	150	100	od 64000 do 69000	od 25000 do 27000	AlMn1	2,750
L-CM3 (hutní)	od 640 do 880 (dle TZ a polotovaru)	od 440 do 690	≈21000	≈8000	-	7,850
L-ROLN (hutní)	od 1570 do 1620	od 1320 do 1420	≈21000	≈8000	-	7,850

Údaje v tab.11.1 jsou získány z [30] a [17]. Uvedený výběr slouží k prvotní informaci. Dalším konstrukčním materiálem vyskytujícím se na letounu je potahové plátno CECONITE C102, které se vyskytuje na křídélkách, výškovce a směrovce (pro podrobnější popis viz [29]).

11.3 Sestavovací přípravky

Pro sestavení draku lze použít přípravky stabilní (tj. pevně umístěné vzhledem k okolí, ke kterým se sestavované části dopravují a spoje se vyrábí přenosným nářadím), nebo mobilní (s ustavenými a upnutými částmi se dopravují k pevně zabudovaným strojům). Skládají se z nosné konstrukce, ustavovacích a upínacích prvků a vybavení (rozvody elektrických, pneumatických sítí). Nosná konstrukce je jednoúčelová, protože je rozměrově nejstabilnější při opakovaném použití a lze ji nejlépe přizpůsobit požadovanému účelu. Jako ustavovací prvky, které zaručují přesnou vzájemnou polohu spojovaných částí, jsou použity pevná lůžka a pohyblivé kleštiny. Musí být přesně upevněny na nosné konstrukci.

Materiál sestavovacích přípravků musí být dostatečně tuhý, odolný vůči opotřebení (souvisí s tvrdostí materiálu), vlivům teploty, vlhkosti, času a vnitřních pnutí. Předběžně se navrhuje uhlíková ocel, případně litina z důvodu dobré tvarové stability. Je nutná jejich ochrana před korozí nátěrem.

11.4 Technologie výroby dílů

Tvarově i rozměrově různorodé díly, ze kterých je letoun sestaven, vyžadují rozličné způsoby výroby. V následujících kapitolách jsou uvedeny základní postupy a stručná charakteristika jednotlivých způsobů výroby.

11.4.1 Dělení materiálu

Tato operace slouží jak pro přípravu materiálu k dalšímu tváření, tak pro výrobu jednoduchých součástí, jakými jsou příločky, výztuhy, polotovary z plechů a profilů. Lze využít beztržkový způsob dělení, který zahrnuje stříhání na nůžkách, použití stříhadel a nepevné nástroje (pryž), nebo dělení tržkové (řezání, obrysové frézování a upichování).

11.4.2 Plošné tváření

Je jedním ze základních procesů výroby dílců draku letounu. Výhodné je z hlediska maximálního využití materiálu, vysoké produktivity, široké možnosti automatizace výroby a především možnosti výroby dílců o vysoké pevnosti a malé hmotnosti. Technologický postup lze rozdělit do tří úseků: dělení materiálu, tvarování a dokončovací operace.

Mezi základní tvarovací procesy patří ohýbání, tažení, přetahování, vypínání apod. Jako polotovary slouží plechy, profily a trubky. Z plechů se vyrábí části potahů křídel, trupu a ocasních ploch, profily se používají pro nosníky, podélné výztuhy, pásnice nosníků, rozpěrky a z trubek jsou zhotoveny táhla řízení, potrubí instalačních soustav a dílce prutových soustav motorového lože.

11.4.3 Obrábění

Jeho hlavní využití je v oblasti výroby přesných součástí, jakými jsou např. různé čepy a závěsy. Obráběním vytvořený povrch výrazně ovlivňuje spolehlivost a životnost daného dílce.

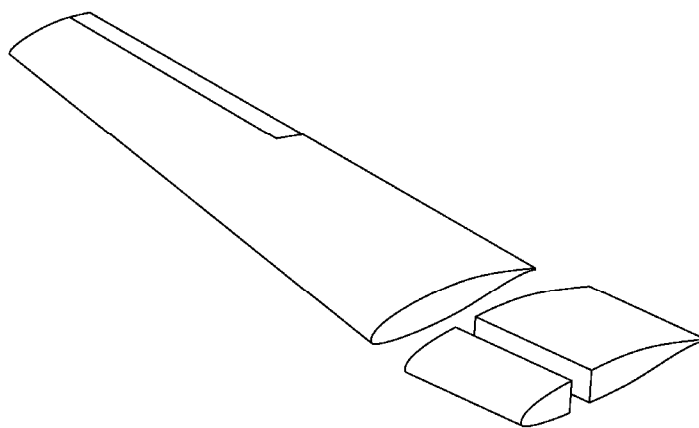
11.4.4 Svařování

Na letounu se vyskytují části, pro které je výhodným způsobem výroby právě svařování. Jedná se o konstrukce, které při relativně malých tloušťkách stěn musí přenést zatížení, případně jsou tvarově složitější. Dobrymi příklady jsou motorové lože, nebo části předového podvozku.

11.5 Konstrukční dělení letounu

11.5.1 Křídlo

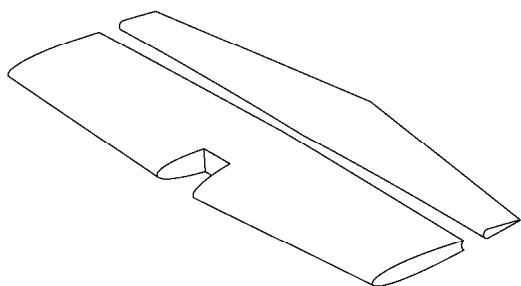
Skládá se z obdélníkového centroplánu a lichoběžníkových vnějších částí. Hlavní nosník je umístěn ve 30% hloubky křídla, pomocný nosník, sloužící pro zavěšení křidélek a vztlačových klapek je umístěn v 77% hloubky. Hlavní je tvořen stojinou (ohnutý plech do tvaru "C") a pásnicemi, které jsou poskládány z "L" profilů po délce ofrézovanými. Nosník po délce mění průřez podle zatížení. Krouticí moment je přenášen přes dvě dutiny tvořené potahem (nosným) a nosníky. Jako způsob spojování je použito nýtování. Z technologického hlediska je křídlo rozděleno na vnější část, palivovou nádrž (je tvořena náběžnou částí centroplánu) a centroplán. Dělení je patrné z obr.11.2. Pro konkrétní návrh konstrukce viz [22].



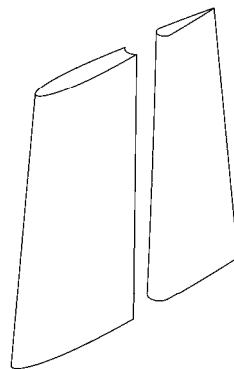
Obr.11.2 Konstrukční dělení křídla.

11.5.2 Ocasní plochy

VOP i SOP jsou rozděleny na část pevnou (stabilizátor resp. kýl) a část pohyblivou (výškové resp. směrové kormidlo). VOP je po rozpětí řešena jako nedělená. Podrobnější konstrukce zatím nebyla navržena, ale předpokládá se kostra tvořená nosníky a žebry potažena duralovým potahem. Kormidla mají potah plátěný. Konstrukční dělení ukazují obr.11.3 a obr.11.4.



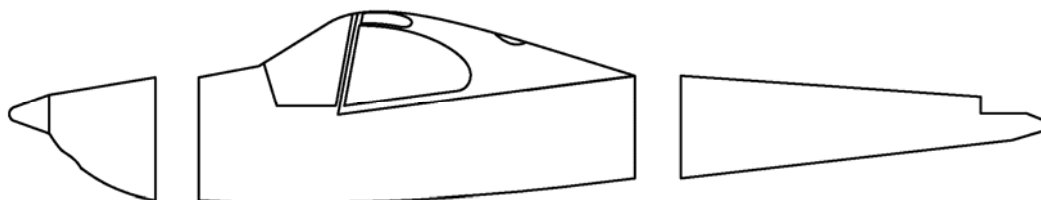
Obr.11.3 Dělení VOP.



Obr.11.4 Dělení SOP.

11.5.3 Trup

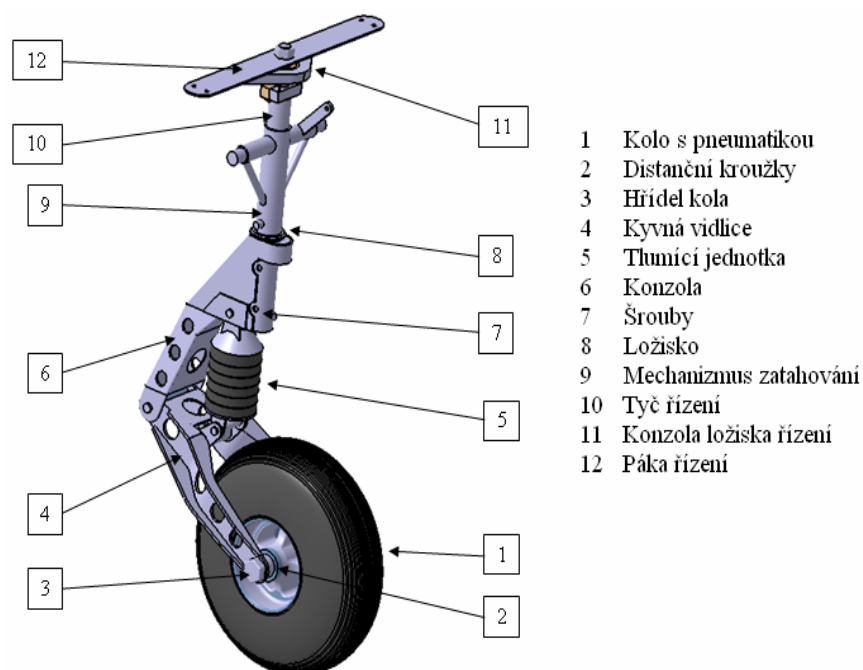
Jak je naznačeno na obr.11.5, trup je rozdělen na tři části: přední, střední a zadní. Centroplán křídla je integrální součástí střední části trupu. Přední část tvoří prostor pro umístění pohonné jednotky a je zakončen protipožární přepážkou. Střed trupu slouží pro uchycení hlavního a záďového podvozku a pro umístění posádky. Zadní část je nositelnou ocasních ploch. Podrobněji je o konstrukci pojednáno v [23].



Obr.11.5 Dělení trupu

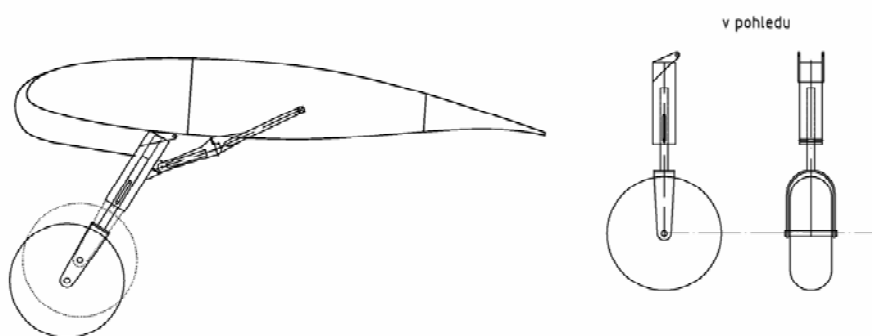
11.5.4 Přistávací zařízení

Jedná se o typ podvozku, který lze výstižně pojmenovat „obrácenou tříkolkou“. Skládá se z hlavního a záďového podvozku posunutého za odtokovou hranu křídla. Oba jsou zatahovací. Podrobná konstrukce záďové podvozkové nohy je popsána v [23], přičemž tvar a jednotlivé komponenty jsou patrné z obr.11.6. Je uchycena na zesílené trupové přepážce, která je vyztužena L profily. Mezi zesílenou a sousední přepážkou je podvozková šachta, do které se noha zasouvá.



Obr.11.6 Model zadového podvozku. Převzato z [23].

O konstrukci hlavního podvozku je do detailů pojednáno v [22]. Zde je z obr.11.7 zřejmé schéma uspořádání.



Obr.11.7 Schéma hlavního podvozku.

12 Závěr

Diplomová práce byla zaměřena na přípravu podkladů k realizaci repliky letounu L-40 „Meta Sokol“ splňující požadavky kategorie CS-VLA.

Náplní úvodní části práce bylo srovnání původního letounu a navržené repliky. Toto porovnání dokazuje, že se v podstatě jedná o celkem nový letoun, který tvarově připomíná originál. Cílem práce bylo ovšem zachovat co nejvíce společných rysů, proto v případě některých částí konstrukce byla zachována původní koncepce a byly navrženy nové rozměry. Jako příklad lze uvést uspořádání podvozku, nebo typ vztlakové mechanizace.

V prvních kapitolách byl proveden výpočet základních aerodynamických charakteristik jak profilů, tak jednotlivých komponent a následně celého letounu. U kořene křídla byl použit prozatím „fiktivní“ profil o tloušťce 15%, který tvarově vychází z profilů typu GA(W). Zjištění jeho charakteristik bylo provedeno srovnáním s profily GA(W)-1 a GA(W)-2 za pomoci software-u X-Foil. Jedním z důvodů použití tohoto profilu byla snaha zachovat podobnost (rozměrovou) s původním letounem a dále předpoklad, že jeho stavební výška bude postačující. Použitím profilu o větší tloušťce by mohlo dojít ke zbytečnému zvýšení hmotnosti konstrukce. Dalším důvodem je vysoký součinitel vztlaku, který má výrazný vliv na pádové vlastnosti letounu. Dosažená pádová rychlost pro navrženou geometrii křídla a profiláž je

$82 \text{ km} \cdot \text{hod}^{-1}$ bez použití vztlakové mechanizace. Tato hodnota kromě předpisu CS-VLA splňuje také požadavky americké předpisové báze LSA (Light Sport Aircraft). To znamená, že po případné realizaci repliky je možné rozšíření evropského prodejního trhu o zaoceánské státy mající zájem o letouny certifikované dle zmíněného předpisu.

Předběžný výpočet odporové poláry letounu, spolu se zvolenou pohonnou jednotkou, poskytují podklady pro řešení základních výkonů stroje. Původní motor byl nahrazen motorem Rotax řady 912, jedním z nejčastěji používaných typů v dané kategorii. Kromě vysokého výkonu (100hp), přijatelné hmotnosti a rozměrů vhodných pro zástavbu do navrženého modelu, je jeho velkou předností dlouholetá provozní zkušenost. Míra využitelného výkonu je dána použitou vrtulí. Byl zvolen typ „constant speed“, který umožňuje optimální využití výkonu pohonné jednotky pro různé režimy letů.

Z hlediska výpočtu zatížení bylo definovaných 16 případů, kterým odpovídají různé body obálky a průběhy součinitele vztlaku po rozpětí, sloužící jako výchozí bod při výpočtu zatížení křídla. O této problematice je podrobněji pojednáno v [22].

V následující části práce je pozornost zaměřena na podrobný hmotový rozbor a stanovení rozsahu centrází. Postup stanovení odhadu hmotností jednotlivých složek letounu byl proveden dle možností buď pomocí empirických vzorců nebo dle sestrojeného modelu. Zjištěný rozsah centrází je od 16 do 28% (tj. 12%) střední aerodynamické tětiny. Z hlediska podélné statické stability je nutné, aby krajní zadní poloha těžiště ležela minimálně o 10% SAT před aerodynamickým středem letounu. Dle výpočtu se AS nachází přibližně v 39% SAT, z čehož plyne, že výše zmíněná podmínka je splněna.

Z hmotového rozboru dále plyne, že maximální vzletová hmotnost odhadnuta v dané fázi návrhu byla 545kg, což splňuje požadavky jak CS-VLA tak LSA.

V závěrečných kapitolách je prezentován stručný popis výrobních technologií používaných pro letecké konstrukce. Dále je pojednáno o faktorech, které ovlivňují technologičnost. Podrobnější postupy výroby bude možné stanovit po detailním návrhu konstrukce všech částí letounu.

13 Literatura

- [1] FLORIAN, J.: Aerodynamické charakteristiky letounu I. Skriptum VAAZ v Brně, 1963
- [2] WENTZ, W.H., FICKO, K.A.: Pressure Distributions for the GA(W)-2 Airfoil With 20% Aileron, 25% Slotted Flap and 30% Fowler Flap, NASA Report 2948, 1978
- [3] WENTZ, W.H., FICKO, K.A.: Pressure Distributions for the GA(W)-1 Airfoil With 20% Aileron, 25% Slotted Flap and 30% Fowler Flap, NASA Report 2948, 1978
- [4] DANĚK, V.: Mechanika letu I. Skriptum VUT v Brně, 1993
- [5] DANĚK, V.: Projektování letadel. Skriptum VUT v Brně, 1991
- [6] DANĚK, M.: Letové vlastnosti. Skriptum VAAZ v Brně, 1956
- [7] ROSKAM, J.: Airplane Design, part VI - Preliminary Calculation of Aerodynamic, thrust and power characteristics. University of Kansas, 1987
- [8] ROSKAM, J., CHUAN-TAU, E.L.: Airplane Aerodynamics and Performance. University of Kansas, 1997
- [9] ROSKAM, J.: Airplane Design, part V - Component Weight Estimation. University of Kansas, 1987
- [10] PAMANDI, B. N.: Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes, AIAA Inc., Reston, Virginia, 1998
- [11] LOWRY, J.T.: Performance of light aircraft. AIAA (American Institute of Aeronautics & AST), 1999
- [12] GOETT, H.J, BULLIVANT, W.K.: Test of NACA 0009, 0012 and 0018 airfoils in the full-scale tunnel. NACA Report No. 647
- [13] BROŽ, V.: Aerodynamika nízkých rychlostí. ČVUT v Praze, 1995
- [14] FILAKOVSKÝ K., KLIMEČEK, S.: Universal propeller characteristics.
- [15] MIKULA, J.: Konstrukce a projektování letadel I. ČVUT v Praze, 2004
- [16] MERTL, V.: Konstrukce a projektování letadel. VUT v Brně, 2000
- [17] ČTVERÁK, J., MERTL, V., PÍŠTĚK, A.: Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí. VUT v Brně, 1997
- [18] ŽÁK, J., SAMEK, R., BUMBÁLEK, B.: Speciální letecké technologie. VUT v Brně, 1990
- [19] ROTAX Aircraft Engines: Návod k obsluze pro motory Rotax řady 912 .BRP Rotax GmbH & Co, 2006
- [20] SHELL CZECH REPUBLIK a.s.: Bezpečnostní list - Letecký benzín AVGAS 100LL, 2004
- [21] Certification Specification for Very Light Aeroplanes (CS-VLA). EASA BRUSSEL, 2003
- [22] PLUHAŘ, T.: Návrh repliky letounu L-40 "Meta Sokol" - křídlo. VUT v Brně, 2008
- [23] RŮŽIČKA, M.: Návrh repliky letounu L-40 "Meta Sokol" - trup. VUT v Brně, 2008
- [24] NĚMEČEK, V.: Československá letadla 2. 1984
- [25] KOLMAN, P.: L-40 „Meta Sokol“ .Model Hobby, 6/1998
- [26] L-40 „META SOKOL“ .Letecký modelář, 2/1986
- [27] www.techmag.valka.cz
- [28] www.rotax.com
- [29] <http://aviatik.cz/product.php?id=226>
- [30] <http://cesar.fme.vutbr.cz/cgi-bin/toMAC.cs/informace/nezelezo>
- [31] www.woodcomp.cz

14 Seznam použitých symbolů a zkratek

SYMBOLY

A	štíhlost křídla
$a (c_{La})$	sklon vztlakové čáry letounu
a_{KT}, a_{BVOP}, a_{wf}	sklon vztlakové čáry kombinace křídlo - trup
$a_{kř} (c_{La_{kř}})$	sklon vztlakové čáry křídla
$a_{VOP}, a_h (c_{La_{VOP}})$	sklon vztlakové čáry VOP
a_x	zrychlení letounu ve směru pohybu
$b_{SOP\ celk}$	výška SOP celková
b, b_{ef}	rozpětí efektivní
b_{celk}	rozpětí křídla celkové
b_{cent}	rozpětí centrolánu
b_{kl}	rozpětí klapky
$b_{křid}$	rozpětí křídélka
$b_{SOP}, b_{SOP\ ef}$	výška SOP efektivní
b_t	šířka pneumatiky podvozku
b_{trup}	šířka trupu
$b_{VOP\ celk}$	rozpětí VOP celkové
$b_{VOP}, b_{VOP\ ef}$	rozpětí VOP efektivní
$c(y)$	průběh hloubky po rozpětí křídla
$c_0\ kl$	kořenová hloubka klapky
$c_0\ křid$	kořenová hloubka křídélka
$c_0\ kýl$	kořenová hloubka kýlu
$c_0\ SK$	kořenová hloubka směrového kormidla
$c_0\ SOP$	kořenová hloubka SOP
$c_0\ stab$	kořenová hloubka stabilizátoru
$c_0\ VK$	kořenová hloubka výškového kormidla
$c_0\ VOP$	kořenová hloubka VOP
c_0, c_r	kořenová hloubka křídla
c_D	součinitel odporu letounu
c_{Dgear}, c_{Dpodv}	součinitel odporu podvozku
c_{Di}	součinitel indukovaného odporu
$c_{Dk\ OP}$	součinitel škodlivého odporu OP
$c_{Dk\ tr}$	součinitel škodlivého odporu trupu
c_{Dkan}	součinitel škodlivého odporu vstupních kanálů pro vzduch
c_{DM}	návrhový součinitel odporu
c_{Dopt}	optimální součinitel odporu
c_{Dost}	součinitel odporu ostruhy
c_{Dpmin}	součinitel minimálního profilového odporu
$c_{Dvýf}$	součinitel odporu výfukových nátrubků
c_{eP}	specifická spotřeba paliva
c_{Hq}	derivace součinitele závěsového momentu podle úhlové rychlosti klopení
c_{Ha}	derivace součinitele závěsového momentu podle úhlu náběhu

$C_{H\delta v}$	derivace součinitele závěsového momentu podle výchylky VK
C_k kl	koncová hloubka klapky
C_k křid	koncová hloubka křídélka
C_k kýl	koncová hloubka kýlu
C_k SK	koncová hloubka SK
C_k SOP	koncová hloubka SOP
C_k stab	koncová hloubka stabilizátoru
C_k VK	koncová hloubka VK
C_k VOP	koncová hloubka VOP
C_k, C_t	koncová hloubka křídla
C_{kl}'	poměrná hloubka klapky
$C_{křid}'$	poměrná hloubka křídélka
C_{L0}	součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu
$C_{L0}(y)$	nulové rozložení součinitele vztlaku po rozpětí
C_{Lkl}	součinitel vztlaku od výchylky klapky
$C_{Lkř}$	součinitel vztlaku křídla
$C_{Lkř}$ anti	součinitel vztlaku od antisymetrické výchylky křídélka
$C_{Lkř}$ sym	součinitel vztlaku od symetrické výchylky křídélka
C_{LM}	návrhový součinitel vztlaku
C_{Lmax}	maximální součinitel vztlaku
C_{Lmin}	minimální součinitel vztlaku
$C_{Ln}(y)$	normální rozložení součinitele vztlaku po rozpětí
C_{Lopt}	optimální součinitel vztlaku
C_{Lq}	derivace součinitele vztlaku podle úhlové rychlosti klopení
C_{Ltlum}	součinitel vztlaku od tlumení klonění
$C_{La}(a)$	sklon vztlakové čáry letounu
C_{La} kř ($a_{kř}$)	sklon vztlakové čáry křídla
C_{La} KT, C_{La} wf (a_{KT} , a_{BVOP})	sklon vztlakové čáry kombinace křídlo - trup
C_{La} VOP (a_{VOP} , a_h)	sklon vztlakové čáry VOP
C_{La} δkl	sklon vztlakové čáry při vychýlené klapce
$C_{L\delta v}$	derivace součinitele vztlaku podle výchylky VK
C_{m0}	součinitel klopivého momentu letounu
C_{m0} VOP	součinitel klopivého momentu VOP
C_{m0f}	součinitel klopivého momentu trupu
C_{m0r}	součinitel klopivého momentu kořenového profilu křídla
C_{m0t}	součinitel klopivého momentu koncového profilu křídla
C_{m0w}	součinitel klopivého momentu křídla
C_{mq}	derivace součinitele klopivého momentu podle úhlové rychlosti klopení
C_p	součinitel výkonu
C_{PM}	návrhový součinitel výkonu
C_{SAT}	hloubka střední aerodynamické tětiny křídla
C_{SAT} SOP	hloubka střední aerodynamické tětiny SOP
C_{SAT} VOP	hloubka střední aerodynamické tětiny VOP
C_{SGT}	hloubka střední geometrické tětiny křídla
C_{SGT} SOP	hloubka střední geometrické tětiny SOP
C_{SGT} VOP	hloubka střední geometrické tětiny VOP
C_{SK}'	poměrná hloubka směrového kormidla

c_T	součinitel tahu
c_{TM}	návrhový součinitel tahu
$c_{VK'}$	poměrná hloubka výškového kormidla
dc_m/dc_L	sklon momentové čáry letounu
$D_{stř}$	střední hodnota odporu
D_t	průměr pneumatiky podvozku
D_{trup}	průměr trupu ve vzdálenost jednoho průměru vrtule od nosu letounu
d_{trup}, d_f	ekvivalentní průměr trupu
D_{vrt}	průměr vrtule
$F_{stř}$	střední hodnota tahu
$f_{tř} PŘ$	součinitel tření mezi koly podvozku a VPD při přistání
$f_{tř} VZ$	součinitel tření mezi koly podvozku a VPD při vzletu
G	tíha letounu
g	gravitační zrychlení
h_h	vzdálenost mezi čarou nulového vztlaku kořene křídla a VOP
H_m	návrhová výška letu
h_{trup}	výška trupu
c_h	hodinová spotřeba paliva
i	převodový poměr
$i_t, i_h (\varphi_{VOP})$	úhel nastavení VOP
$i_w (\varphi_{koř})$	úhel nastavení křídla
J	postupový poměr
J_M	návrhový postupový poměr
$k_{VOP} (\eta_h)$	snížení dynamického tlaku v místě VOP
l_p	délka přistání
l_{p1}	délka vzdušné části přistání
l_{p2}	délka dojezdu
l_{trup}, L_{tr}	délka trupu
l_v	délka vzletu
l_{v1}	délka rozjezdu
l_{v2}	délka vzdušné části vzletu
l_{VOP}	vzdálenost mezi AS KT a AS VOP
\tilde{l}_{VOP}	vzdálenost mezi těžištěm a AS VOP
l_{VOP}^*	vzdálenost mezi AS letounu a AS VOP
m	hmotnost letounu
$m_{TOW} (w_{TO})$	vzletová hmotnost letounu
n	otáčky motoru
n_M	návrhové otáčky motoru
$n_{M \text{ vrt}}$	návrhové otáčky vrtule
n_{VOP}	zobecněná účinnost kormidla
P_{bo}	plocha bokorysu
P_M	návrhový výkon motoru
P_{mot}	výkon motoru
P_p	potřebný výkon
$P_{pů}$	plocha půdorysu
$P_{trup}, P_{omoč} (F_{tr})$	omočený povrch trupu
P_V	využitelný výkon motoru
R_i	dolet

S	plocha křídla
S_1	plocha křídla zakryta trupem
S_{cent}	plocha centrolánu
S_{gear}	referenční plocha pro výpočet součinitele odporu podvozku
S_{kl}	plocha klapky
$S_{křid}$	plocha křídélka
S_{SOP}	plocha SOP
S_{trup}	maximální čelní průřez trupu
$S_{vněj}$	plocha vnějšího křídla
S_{VOP}, S_h	plocha VOP
T_i	vytrvalost
$T_P (F_P)$	potřebný tah motoru
$T_V (F_V)$	využitelný tah motoru
v	rychlost letu
V	objem palivové nádrže
V_2	bezpečná rychlost vzletu
V_A	obratová rychlost
V_{AF}	obratová rychlost klapková
V_{ap}	rychlost přiblížení
V_C	cestovní rychlost
V_D	rychlost strmého letu
V_F	maximální rychlost klapková
V_G	obratová rychlost na zádech
V_{LOF}	rychlost odpoutání
V_M	návrhová rychlost letu
V_p, V_T	rychlost dosednutí
V_{S1}	pádová rychlost se zasunutou vztlakovou mechanizací
V_{S2}	pádová rychlost na zádech
V_{SF}, V_{S0}	pádová rychlost v přistávací konfiguraci
V_{VOP}	mohutnost VOP
V_x	dopředná rychlost
V_z	klesací rychlost
$\overline{V_z}$	stoupací rychlost
W_{es}	hmotnost elektrické instalace
W_{fc}	hmotnost řízení
W_{fs}	hmotnost palivové instalace
W_{fur}	hmotnost čalounění
W_p	hmotnost nátěru
$W_{TO} (m_{TOW})$	vzletová hmotnost letounu
$X_{AS\ kt}$	poloha AS kombinace křídlo - trup (v % SAT)
$X_{AS\ VOP}$	poloha AS VOP (v % SAT)
$X_{AS}, X_{AS\ let}$	poloha AS letounu (v % SAT) s pevným řízením
X_{AS}'	poloha AS letounu (v % SAT) s volným řízením
X_D	poloha dynamického bodu letounu (v % SAT) s pevným řízením
X_D'	poloha dynamického bodu letounu (v % SAT) s volným řízením
X_{NH}	x-ová souřadnice NH
X_{OH}	x-ová souřadnice OH
X_{SAT}	poloha SAT křídla ve směru podélné osy letounu

$x_{\text{SAT SOP}}$	poloha SAT SOP ve směru podélné osy letounu
$x_{\text{SAT VOP}}$	poloha SAT VOP ve směru podélné osy letounu
x_T	poloha těžiště letounu
y_{SAT}	poloha SAT křídla ve směru příčné osy letounu
$y_{\text{SAT SOP}}$	poloha SAT SOP ve směru příčné osy letounu
$y_{\text{SAT VOP}}$	poloha SAT VOP ve směru příčné osy letounu
α_0	úhel nulového vztlaku
$\partial \varepsilon / \partial \alpha$	úhel nulového vztlaku křídla
$\alpha_{0kř}$	geometrické zkroucení křídla
$\alpha_{zkr} (\Delta_k, \varepsilon_t)$	úhel vzepětí
Γ	úhel stoupání
γ	úhel klouzání
$\overline{\gamma}$	úhel vzepětí centroplánu
Γ_{cent}	úhel vzepětí SOP
Γ_{SOP}	úhel vzepětí vnějšího křídla
$\Gamma_{\text{vněj}}$	úhel vzepětí VOP
Γ_{VOP}	derivace úhlu zešikmení podle úhlu náběhu
δ	Glauertův opravný součinitel
δ_A	výchylka křídélka při obratové rychlosti
δ_C	výchylka křídélka při cestovní rychlosti
δ_D	výchylka křídélka při rychlosti strmého letu
$\Delta_k (\alpha_{zkr}, \varepsilon_t)$	geometrické zkroucení křídla
δ_{kl}	výchylka klapky
$\delta_{křid}$	výchylka křídélka
δ_{SK}	výchylka směrového kormidla
δ_{VK}	výchylka výškového kormidla
$\varepsilon_t (\Delta_k, \alpha_{zkr})$	geometrické zkroucení křídla
η_{cent}	zúžení centroplánu
$\eta_h (k_{\text{VOP}})$	snížení dynamického tlaku v místě VOP
η_M	návrhová účinnost vrtule
η_{SOP}	zúžení SOP
$\eta_{\text{vněj}}$	zúžení vnějšího křídla
η_{VOP}	zúžení VOP
η_{vrt}	účinnost vrtule
λ	štíhlost křídla
$\Lambda_{c/4}$	úhel čtvrtinové čáry křídla
λ_e	efektivní štíhlost
λ_{SOP}	štíhlost SOP
λ_{trup}	štíhlost trupu
λ_{VOP}	štíhlost VOP
ρ	hustota vzduchu
ρ_{pal}	hustota paliva
σ	korekční součinitel pro zohlednění vlivu blízkosti země
$\varphi_{koř} (i_w)$	úhel nastavení křídla
$\varphi_{\text{VOP}} (i_h)$	úhel nastavení VOP
X	úhel šípu

X_{cent}	úhel šípu centrolánu
X_{SOP}	úhel šípu SOP
$X_{\text{vněj}}$	úhel šípu vnějšího křídla
X_{VOP}	úhel šípu VOP

ZKRATKY

AS	aerodynamický střed
CENT	centrolán
NH	náběžná hrana
OH	odtoková hrana
OP	ocasní plochy
PJ	pohonná jednotka
SAT	střední aerodynamická tětíva
SGT	střední geometrická tětíva
SK	směrové kormidlo
SOP	svislé ocasní plochy
VK	výškové kormidlo
VLA	Very Light Aeroplane
VNEJ	vnější křídlo
VOP	vodorovné ocasní plochy
VPD	vzletová a přistávací dráha

15 Seznam příloh a výkresové dokumentace

- Příloha 1: L-40 „Meta Sokol“
Příloha 2: Průběh NN, OH a aerodynamické osy po rozpětí křídla
Příloha 3: Průběh NN, OH a aerodynamické osy ocasních ploch
Příloha 4: Postup stanovení aerodynamických charakteristik profilů křídla
Příloha 5: Aerodynamické charakteristiky profilů křídla
Příloha 6: Vztlková čára letounu
Příloha 7: Aerodynamické charakteristiky profilu ocasních ploch
Příloha 8: Výpočet rozložení součinitele vztlaku po křídle dle Schrenkovy metody
Příloha 9: Průběh c_L po rozpětí křídla
Příloha 10: Přírůstek součinitele klopivého momentu důsledkem vychýlením klapek
Příloha 11: Výpočet součinitele klopivého momentu od trupu cm_{0f}
Příloha 12: Detailní hmotový rozbor
Příloha 13: Výpočet vrtulové charakteristiky
Příloha 14: Využitelné tahy a výkony
Příloha 15: Výpočet výkonů – horizontální let
Příloha 16: Výpočet výkonů – stoupání
Příloha 17: Výpočet výkonů – klouzavý let
Příloha 18: Parametry a charakteristiky pohonné jednotky

Výkresové přílohy:

- 1 Muška
- 2 Systémový výkres vychylek kormidel

Příloha 1:

L-40 „Meta Sokol“



Zdroj: Model Hobby



Zdroj: Letecký modelář

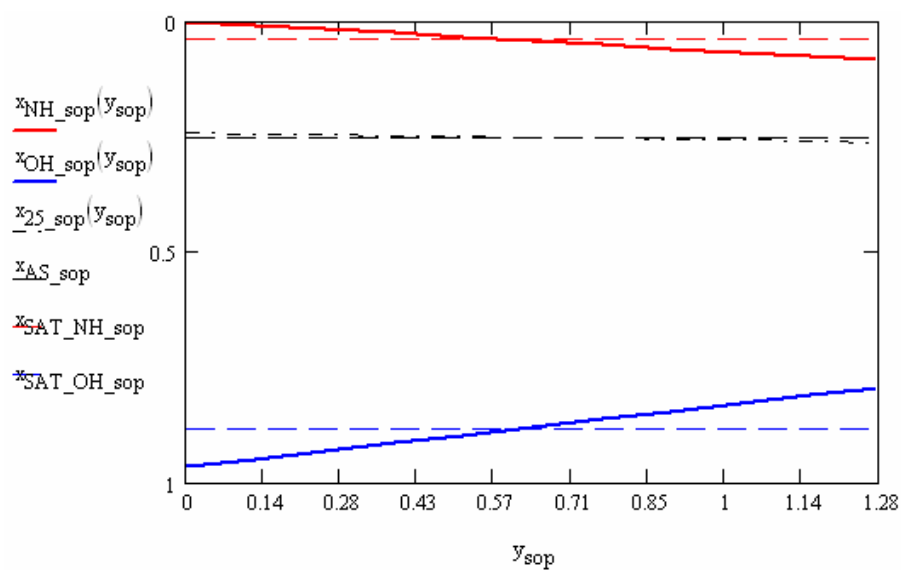
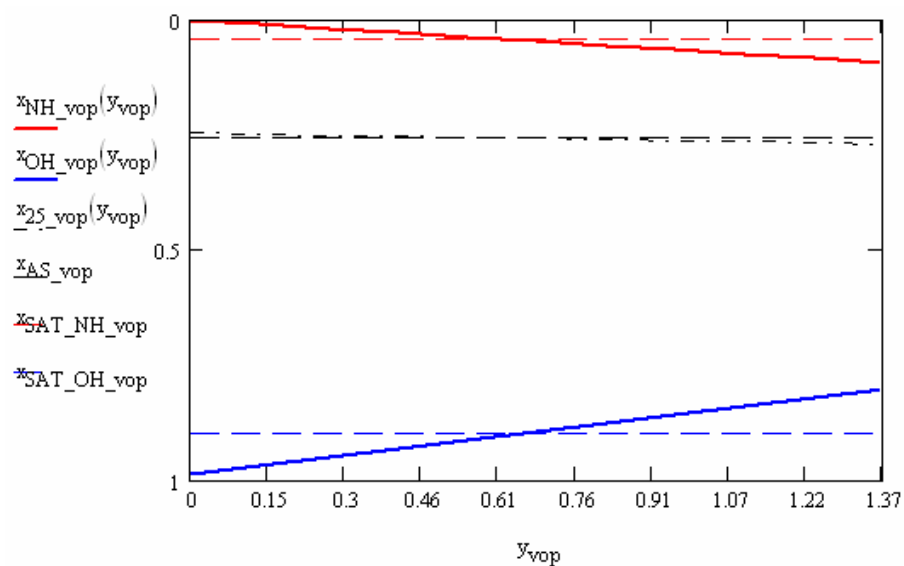


Příloha 2: Průběh NN, OH a aerodynamické osy po rozpětí křídla

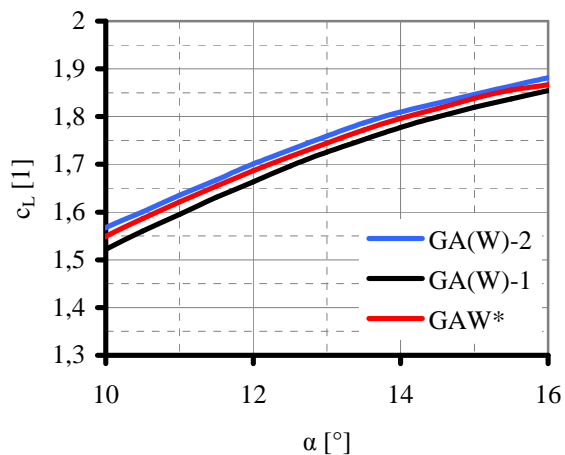
y	c(y)	x _{NH} (y)	x ₂₅ (y)	x _{OH} (y)
[m]	[m]	[m]	[m]	[m]
0.00	1.50	0.00	0.38	1.50
0.10	1.50	0.00	0.38	1.50
0.20	1.50	0.00	0.38	1.50
0.30	1.50	0.00	0.38	1.50
0.40	1.50	0.00	0.38	1.50
0.50	1.50	0.00	0.38	1.50
0.60	1.50	0.00	0.38	1.50
0.70	1.50	0.00	0.38	1.50
0.80	1.50	0.00	0.38	1.50
0.90	1.50	0.00	0.38	1.50
1.00	1.49	0.01	0.38	1.50
1.10	1.47	0.03	0.39	1.49
1.20	1.45	0.04	0.41	1.49
1.30	1.42	0.06	0.42	1.49
1.40	1.40	0.08	0.43	1.48
1.50	1.38	0.10	0.44	1.48
1.60	1.36	0.12	0.45	1.47
1.70	1.34	0.13	0.47	1.47
1.80	1.32	0.15	0.48	1.47
1.90	1.29	0.17	0.49	1.46
2.00	1.27	0.19	0.50	1.46
2.10	1.25	0.20	0.52	1.45
2.20	1.23	0.22	0.53	1.45
2.30	1.21	0.24	0.54	1.45
2.40	1.19	0.26	0.55	1.44
2.50	1.16	0.27	0.56	1.44
2.60	1.14	0.29	0.58	1.43
2.70	1.12	0.31	0.59	1.43
2.80	1.10	0.33	0.60	1.43
2.90	1.08	0.34	0.61	1.42
3.00	1.06	0.36	0.63	1.42
3.10	1.03	0.38	0.64	1.41
3.20	1.01	0.40	0.65	1.41
3.30	0.99	0.41	0.66	1.41
3.40	0.97	0.43	0.67	1.40
3.50	0.95	0.45	0.69	1.40
3.60	0.93	0.47	0.70	1.39
3.70	0.90	0.49	0.71	1.39
3.80	0.88	0.50	0.72	1.38
3.90	0.86	0.52	0.74	1.38
4.00	0.84	0.54	0.75	1.38
4.10	0.82	0.56	0.76	1.37
4.20	0.80	0.57	0.77	1.37
4.30	0.77	0.59	0.78	1.36
4.40	0.75	0.61	0.80	1.36
4.50	0.73	0.63	0.81	1.36

Příloha 3: Průběh NN, OH a aerodynamické osy ocasních ploch

VOP					SOP				
y_{VOP}	$c_{VOP}(y)$	$x_{NH,VOP}$	$c_{25,VOP}$	$x_{OH,VOP}$	y_{SOP}	$c_{SOP}(y)$	$x_{NH,SOP}$	$c_{25,SOP}$	$x_{OH,SOP}$
[m]	[m]	[m]	[m]	[m]	[m]	[m]	[m]	[m]	[m]
0.00	0.99	0.00	0.25	0.99	0.00	0.97	0.00	0.24	0.97
0.14	0.96	0.01	0.25	0.97	0.13	0.94	0.01	0.24	0.95
0.27	0.93	0.02	0.25	0.95	0.26	0.92	0.02	0.25	0.93
0.41	0.90	0.03	0.25	0.93	0.38	0.89	0.03	0.25	0.92
0.55	0.88	0.04	0.26	0.91	0.51	0.86	0.03	0.25	0.90
0.69	0.85	0.05	0.26	0.89	0.64	0.84	0.04	0.25	0.88
0.82	0.82	0.06	0.26	0.88	0.77	0.81	0.05	0.25	0.86
0.96	0.79	0.07	0.26	0.86	0.90	0.79	0.06	0.26	0.85
1.10	0.77	0.07	0.27	0.84	1.02	0.76	0.07	0.26	0.83
1.23	0.74	0.08	0.27	0.82	1.15	0.74	0.08	0.26	0.81
1.37	0.71	0.09	0.27	0.80	1.28	0.71	0.09	0.26	0.80

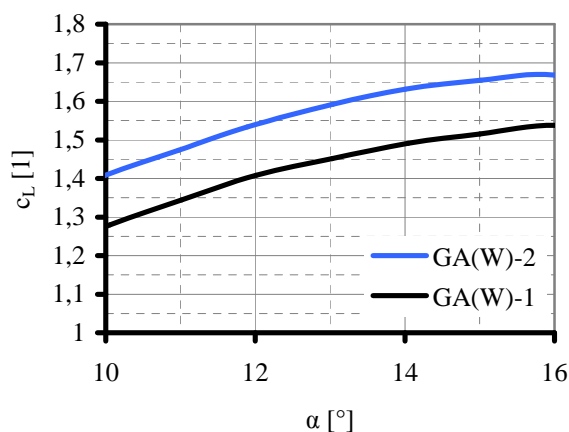


Příloha 4: Postup stanovení aerodynamických charakteristik profilů křídla



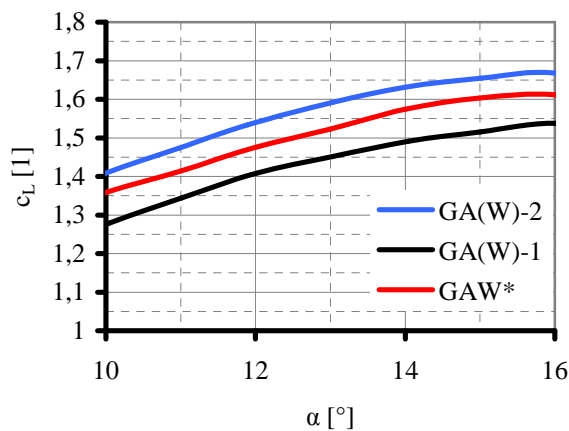
Krok 1:

Za použití programu X-Foil byly spočteny vztlakové čáry jednotlivých profilů pro určité Reynoldsovo číslo. Srovnáním se zjistila poloha vztlakové křivky pro GAW* vůči ostatním.



Krok 2:

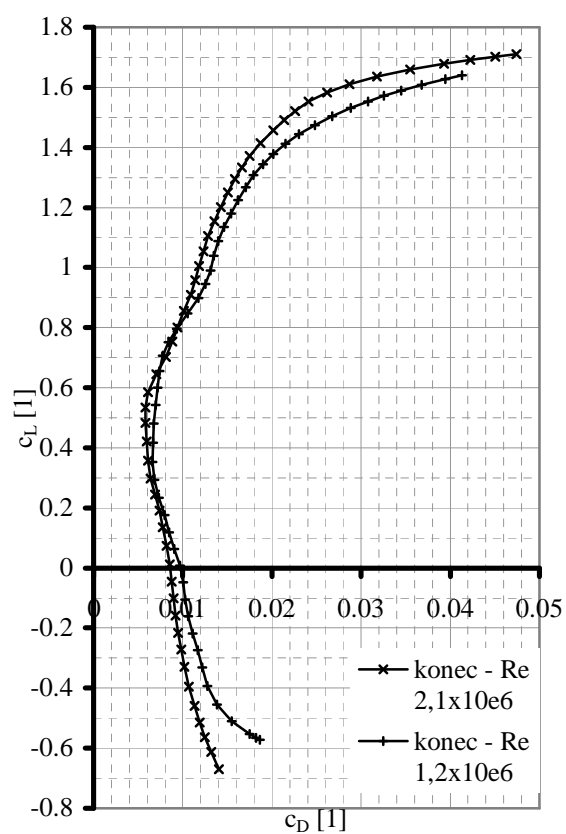
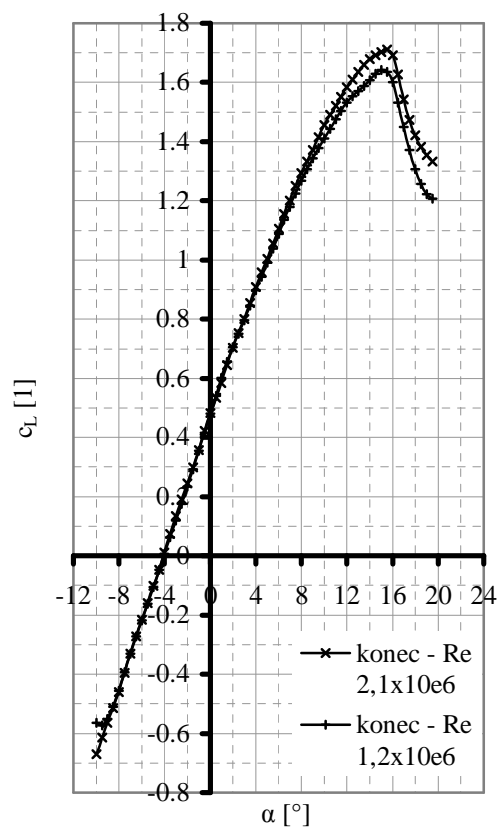
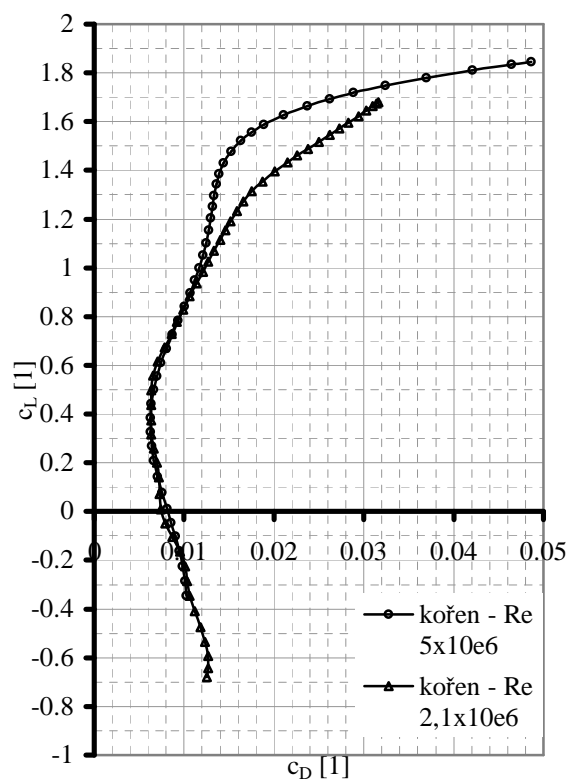
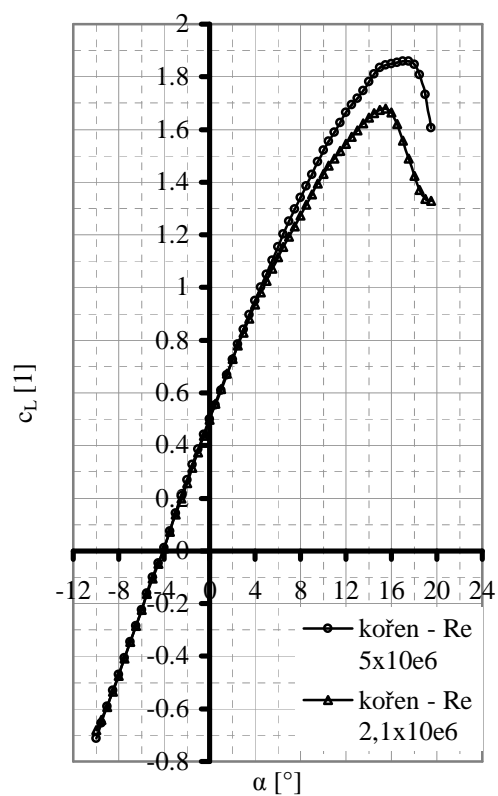
V dalším kroku se z [2], resp. [3] pro stejné Re jako v kroku 1 odečetly hodnoty součinitele vztlaku v závislosti na úhlu náběhu.



Krok 3:

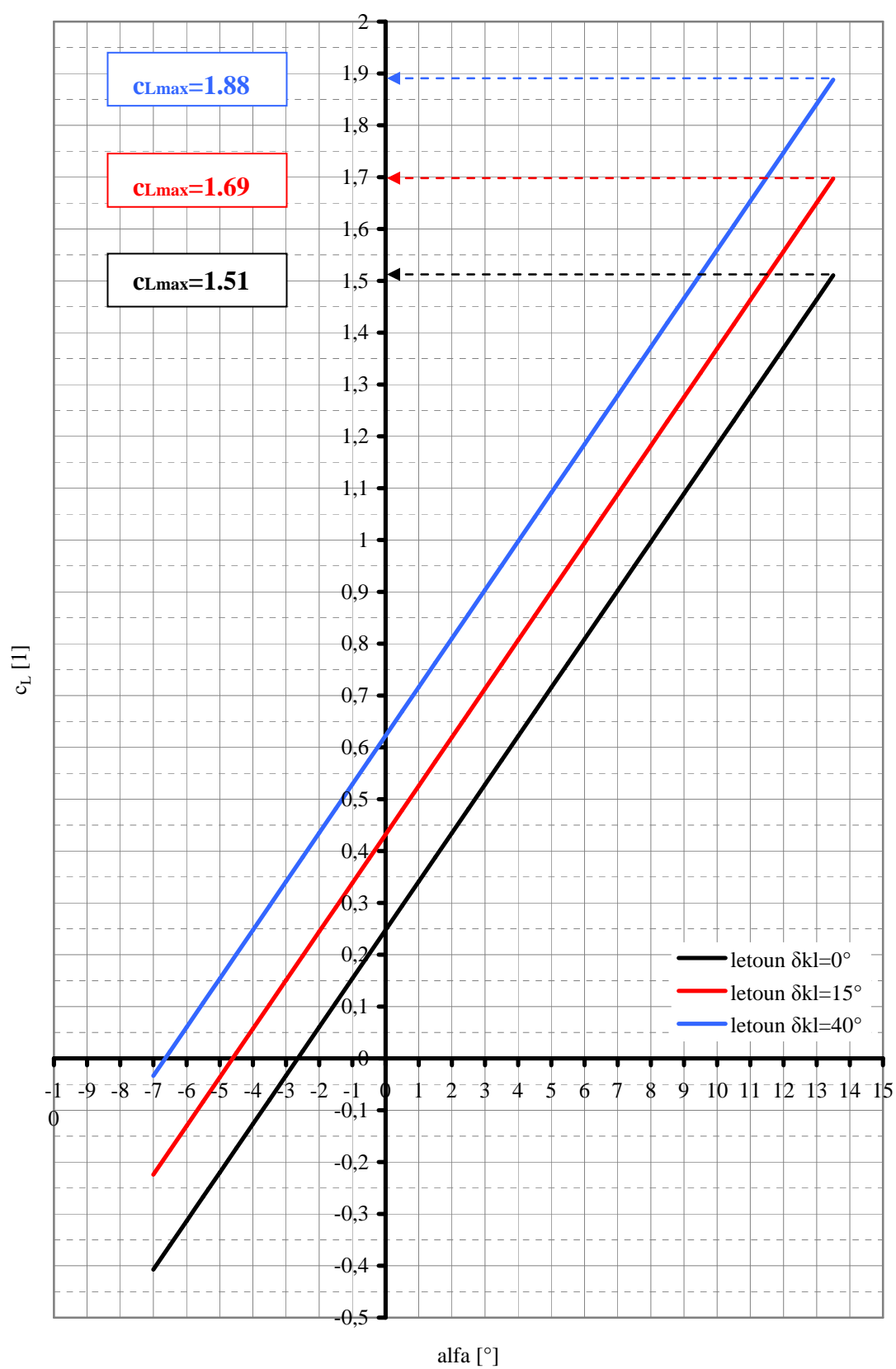
Dle předpokládané polohy vztlakové čáry profilu GAW* (zjištěné v kroku 1), byly na základě hodnot z reportu stanoveny hodnoty součinitele vztlaku pro jednotlivé úhly náběhu použité pro další výpočet. Obdobným postupem se získali momentové čáry a profilové poláry.

Příloha 5: Aerodynamické charakteristiky profilů křídla



Příloha 6:

Vztlaková čára letounu



Příloha 7: Aerodynamické charakteristiky profilu ocasních ploch

Převzato z [12].

TESTS OF N. A. C. A. 0009, 0012, AND 0018 AIRFOILS IN THE FULL-SCALE TUNNEL

101

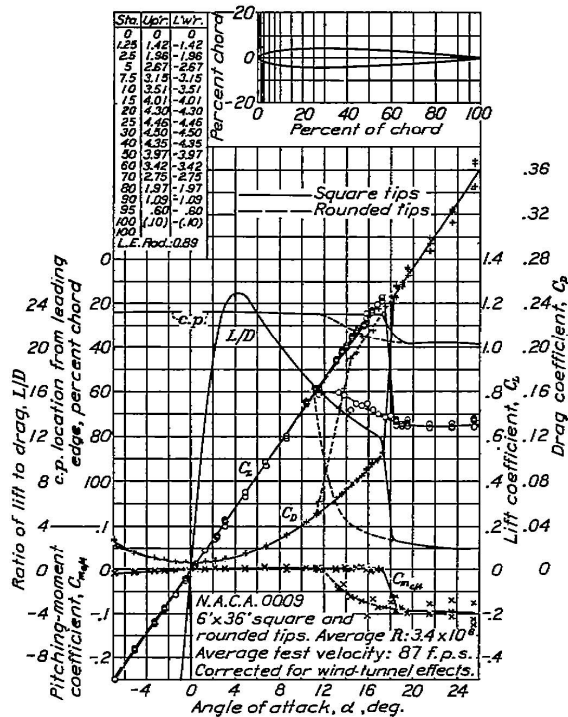


FIGURE 7.—Characteristics of the N. A. C. A. 0009 airfoil of aspect ratio 6.

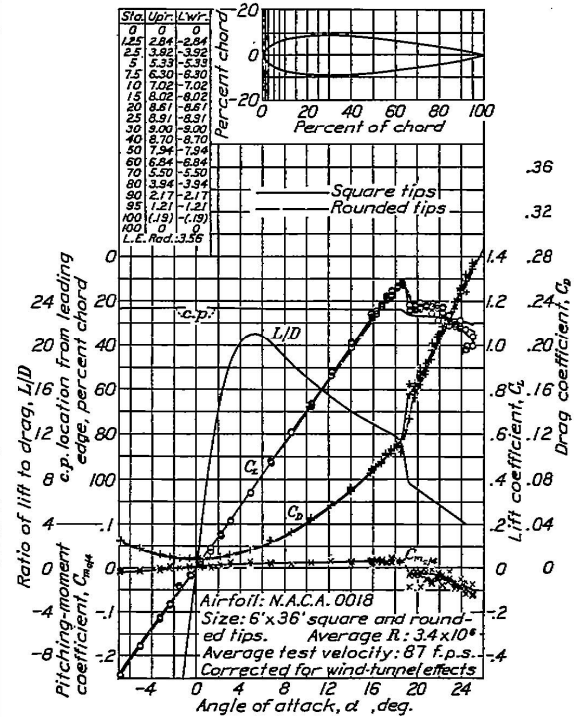


FIGURE 9.—Characteristics of the N. A. C. A. 0018 airfoil of aspect ratio 6.

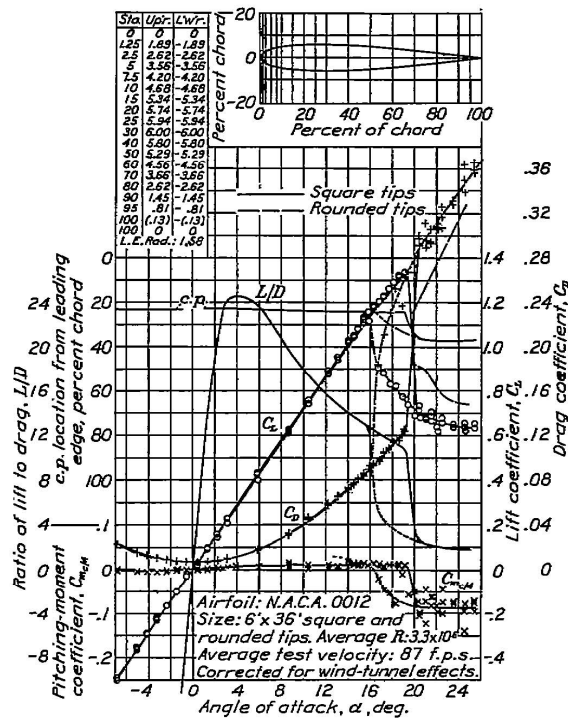


FIGURE 8.—Characteristics of the N. A. C. A. 0012 airfoil of aspect ratio 6.

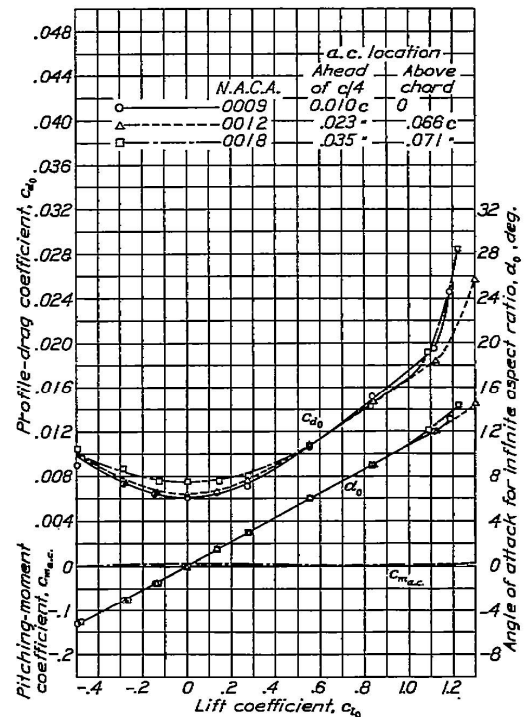


FIGURE 10.—Section characteristics of the N. A. C. A. 0009, 0012, and 0018 airfoils at a Reynolds Number of 3,400,000.

Příloha 8a : Výpočet rozložení součinitele vztlaku po křídle dle Schrenkovy metody

Postup (pro šípové křídlo s kladným šípem):

1) Normální rozložení $(c_L' \cdot c)_{c_L=1}$ pro nešípové nezkroutené křídlo

$$(c_L' \cdot c)_{c_L=1} = \frac{1}{2} \cdot (c + c_e), \quad (a)$$

kde c ... hloubka křídla v určitém místě rozpětí

c_e ... hloubka eliptického křídla o stejné ploše jako má křídlo základní a je definovaná jako

$$c_e = \frac{4}{\pi} \cdot \frac{S}{b} \cdot \sqrt{1 - \bar{y}^2}. \quad (b)$$

2) Přídavné rozložení vlivem šípu $(c_L' \cdot c)_\Theta$

$$(c_L' \cdot c)_\Theta = 2 \cdot (1 - \bar{y}) \cdot (1 - \cos \Theta) \quad (c)$$

3) Přepočet na normální rozložení pro šípové křídlo s úhlem šípu Θ

$$(c_L' \cdot c)_{\Theta, c_L=1} = \left[(c_L' \cdot c)_{c_L=1} \right] - \left[(c_L' \cdot c)_\Theta \right] \cdot \frac{L}{L_\Theta}. \quad (d)$$

L ... vztlak křídla bez šípu (plocha pod křivkou $(c_L' \cdot c)_{c_L=1}$)

L_Θ ... vztlak křídla s šípem Θ (plocha mezi křivkami $(c_L' \cdot c)_{c_L=1}$ a $(c_L' \cdot c)_\Theta$)

4) Součinitel vztlaku $(c_L')_{\Theta, c_L=1} = \frac{(c_L' \cdot c)_{\Theta, c_L=1}}{c} \quad (e)$

5) Maximální součinitel vztlaku

$$c_{L \max} = \left(\frac{c_{L' \max}}{(c_L')_{\Theta, c_L=1}} \right)_{\min} \quad (f)$$

6) Volba křížení profilu Δ , zkroucení δ_1 určené posuvem Δ , změna sklonu vztlakové čáry po rozpětí a' (předpokládá se lineární průběh).

7) Nulové rozložení vztlaku od zkroucení

$$(c_L' \cdot c)_0 = \frac{1}{2} \cdot a' \cdot \delta_1 \cdot c \quad (g)$$

(Pozn.: algebraický součet ploch pod křivkou $(c_L' \cdot c)_0$ musí být nula.)

8) Celkové rozložení vztlaku po rozpětí dle [13]

$$(c_L' \cdot c)_{celk} = (c_L' \cdot c)_{c_L=1} \cdot c_{Lkř} + (c_L' \cdot c)_0 \quad (h)$$

Výpočetní tabulka odpovídající uvedenému postupu je v příloze 8b a grafické znázornění získaných výsledků v příloze 8d. Vstupní hodnoty jsou patrný z tab.I.

Tab.I Vstupní hodnoty

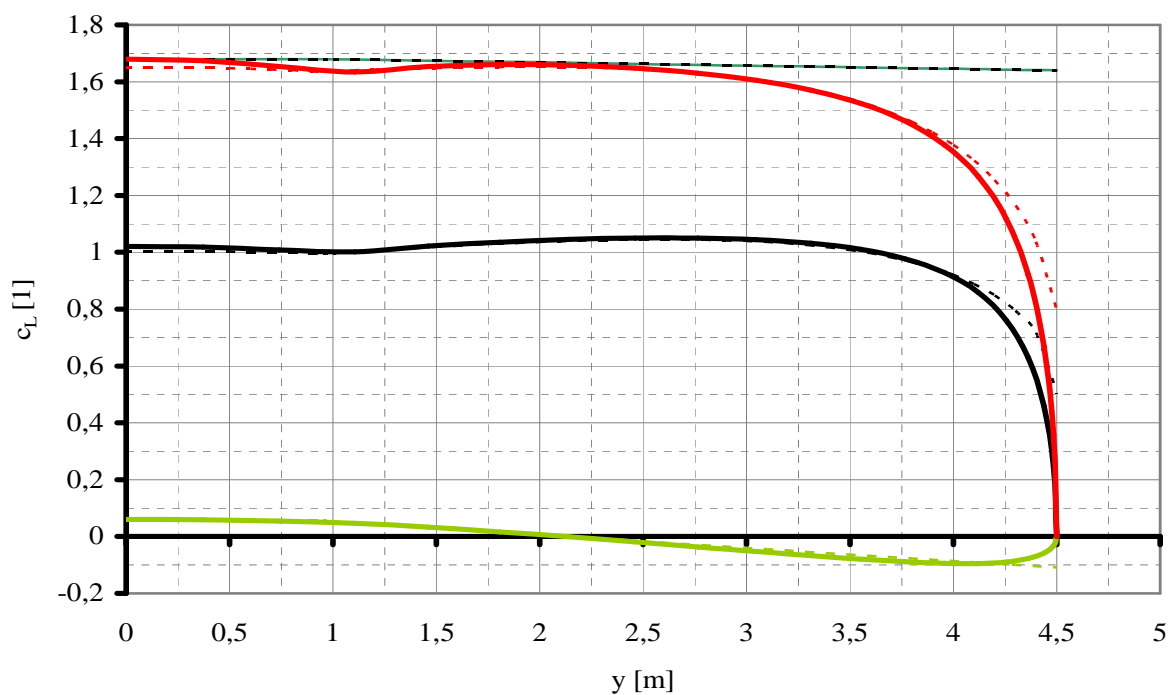
Plocha křídla	S	10.77	m ²
Rozpětí křídla	b	9	m
Úhel šípu	Θ	7	°
Kořen			
Hloubka	c_0	1.5	m
Max.souč.vztlaku	$c_{L' \max}$	1.68	
Sklon vztlak.čáry	a'	6.43	1/rad
Konec			
Hloubka	c_k	0.73	m
Max. souč.vztlaku	$c_{L' \max}$	1.64	
Sklon vztlak.čáry	a'	6.23	1/rad

Příloha 8b: Výpočet rozložení vztlaku (pokračování)

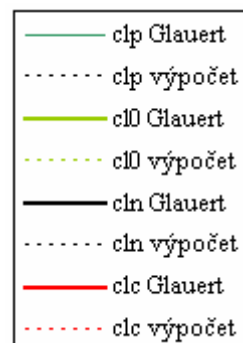
y	\bar{y}	$1-\bar{y}$	$\sqrt{1-\bar{y}^2}$	c(y)	c _e	(c _L 'c) _{cL=1}	(c _L 'c) _θ	Y	Y _θ	(c _L 'c) _{θ;cL=1}	(c _L ') _{θ;cL=1}
m	-	-	-	m	m	-	-	N	N	-	-
0.0	0.00	1.00	1.00	1.50	1.524	1.5118	0.0149	5.3808	5.3472	1.5063	1.0042
0.1	0.02	0.98	1.00	1.50	1.523	1.5116	0.0146	5.2296	5.1975	1.5064	1.0043
0.2	0.04	0.96	1.00	1.50	1.522	1.5111	0.0142	5.0784	5.0478	1.5062	1.0041
0.3	0.07	0.93	1.00	1.50	1.520	1.5101	0.0139	4.9274	4.8982	1.5056	1.0037
0.4	0.09	0.91	1.00	1.50	1.518	1.5088	0.0136	4.7764	4.7486	1.5046	1.0031
0.5	0.11	0.89	0.99	1.50	1.514	1.5071	0.0133	4.6256	4.5991	1.5032	1.0021
0.6	0.13	0.87	0.99	1.50	1.510	1.5050	0.0129	4.4750	4.4498	1.5015	1.0010
0.7	0.16	0.84	0.99	1.50	1.505	1.5025	0.0126	4.3247	4.3007	1.4993	0.9995
0.8	0.18	0.82	0.98	1.50	1.499	1.4997	0.0123	4.1745	4.1519	1.4968	0.9978
0.9	0.20	0.80	0.98	1.50	1.493	1.4964	0.0119	4.0247	4.0033	1.4938	0.9959
0.95	0.21	0.79	0.98	1.50	1.489	1.4947	0.0118	3.9500	3.9291	1.4922	0.9948
1.0	0.22	0.78	0.97	1.49	1.486	1.4873	0.0116	3.8754	3.8551	1.4849	0.9973
1.1	0.24	0.76	0.97	1.47	1.477	1.4722	0.0113	3.7274	3.7083	1.4701	1.0021
1.2	0.27	0.73	0.96	1.45	1.468	1.4572	0.0109	3.5810	3.5629	1.4554	1.0065
1.3	0.29	0.71	0.96	1.42	1.459	1.4413	0.0106	3.4360	3.4191	1.4397	1.0110
1.4	0.31	0.69	0.95	1.40	1.448	1.4250	0.0103	3.2927	3.2768	1.4236	1.0154
1.5	0.33	0.67	0.94	1.38	1.437	1.4088	0.0099	3.1510	3.1361	1.4076	1.0193
1.6	0.36	0.64	0.93	1.36	1.424	1.3915	0.0096	3.0110	2.9971	1.3906	1.0233
1.7	0.38	0.62	0.93	1.34	1.411	1.3739	0.0093	2.8728	2.8598	1.3732	1.0270
1.8	0.40	0.60	0.92	1.32	1.396	1.3562	0.0089	2.7362	2.7242	1.3557	1.0302
1.9	0.42	0.58	0.91	1.29	1.381	1.3376	0.0086	2.6016	2.5904	1.3373	1.0335
2.0	0.44	0.56	0.90	1.27	1.365	1.3184	0.0083	2.4688	2.4584	1.3184	1.0365
2.1	0.47	0.53	0.88	1.25	1.348	1.2993	0.0080	2.3379	2.3283	1.2994	1.0387
2.2	0.49	0.51	0.87	1.23	1.329	1.2791	0.0076	2.2089	2.2002	1.2794	1.0410
2.3	0.51	0.49	0.86	1.21	1.310	1.2583	0.0073	2.0821	2.0741	1.2589	1.0430
2.4	0.53	0.47	0.85	1.19	1.289	1.2369	0.0070	1.9573	1.9500	1.2377	1.0445
2.5	0.56	0.44	0.83	1.16	1.267	1.2154	0.0066	1.8347	1.8281	1.2164	1.0450
2.6	0.58	0.42	0.82	1.14	1.244	1.1928	0.0063	1.7143	1.7083	1.1939	1.0455
2.7	0.60	0.40	0.80	1.12	1.219	1.1695	0.0060	1.5962	1.5908	1.1708	1.0454
2.8	0.62	0.38	0.78	1.10	1.193	1.1459	0.0056	1.4804	1.4756	1.1474	1.0440
2.9	0.64	0.36	0.76	1.08	1.165	1.1210	0.0053	1.3671	1.3628	1.1227	1.0425
3.0	0.67	0.33	0.75	1.06	1.136	1.0953	0.0050	1.2562	1.2525	1.0972	1.0400
3.1	0.69	0.31	0.72	1.03	1.104	1.0692	0.0046	1.1480	1.1448	1.0713	1.0360
3.2	0.71	0.29	0.70	1.01	1.071	1.0416	0.0043	1.0425	1.0397	1.0438	1.0314
3.3	0.73	0.27	0.68	0.99	1.036	1.0129	0.0040	0.9397	0.9374	1.0153	1.0255
3.4	0.76	0.24	0.66	0.97	0.998	0.9836	0.0036	0.8399	0.8379	0.9861	1.0176
3.5	0.78	0.22	0.63	0.95	0.958	0.9523	0.0033	0.7431	0.7415	0.9550	1.0084
3.6	0.80	0.20	0.60	0.93	0.914	0.9196	0.0030	0.6495	0.6482	0.9224	0.9971
3.7	0.82	0.18	0.57	0.90	0.867	0.8856	0.0027	0.5593	0.5582	0.8885	0.9828
3.8	0.84	0.16	0.54	0.88	0.816	0.8491	0.0023	0.4725	0.4717	0.8521	0.9661
3.9	0.87	0.13	0.50	0.86	0.760	0.8101	0.0020	0.3896	0.3890	0.8131	0.9455
4.0	0.89	0.11	0.46	0.84	0.698	0.7680	0.0017	0.3107	0.3103	0.7712	0.9202
4.1	0.91	0.09	0.41	0.82	0.628	0.7225	0.0013	0.2362	0.2359	0.7257	0.8882
4.2	0.93	0.07	0.36	0.80	0.547	0.6710	0.0010	0.1665	0.1663	0.6742	0.8481
4.3	0.96	0.04	0.29	0.77	0.449	0.6111	0.0007	0.1024	0.1023	0.6143	0.7946
4.4	0.98	0.02	0.21	0.75	0.319	0.5357	0.0003	0.0450	0.0450	0.5387	0.7164
4.5	1.00	0.00	0.00	0.73	0.000	0.3650	0.0000	0.0000	0.0000	0.3673	0.5031

Příloha 8c: Výpočet rozložení vztlaku (pokračování)

$c_{L\max}$	$c_{L\max}/(c_L)_{\Theta \rightarrow c_L=1}$	a'	Δ	δ_1	$(c_L'c)_0$	$(c_L')_0$	$(c_L'c)_{\text{celk}}$	$c_{L\text{ celk}}$
-	-	-	°		-	-	-	-
1.6800	1.6730	6.430	0.00	1.00	0.0842	0.0561	2.4764	1.6510
1.6800	1.6728	6.430	0.00	1.00	0.0842	0.0561	2.4767	1.6511
1.6800	1.6731	6.430	0.00	1.00	0.0842	0.0561	2.4763	1.6509
1.6800	1.6738	6.430	0.00	1.00	0.0842	0.0561	2.4753	1.6502
1.6800	1.6749	6.430	0.00	1.00	0.0842	0.0561	2.4737	1.6492
1.6800	1.6764	6.430	0.00	1.00	0.0842	0.0561	2.4715	1.6477
1.6800	1.6784	6.430	0.00	1.00	0.0842	0.0561	2.4687	1.6458
1.6800	1.6808	6.430	0.00	1.00	0.0842	0.0561	2.4653	1.6435
1.6800	1.6836	6.430	0.00	1.00	0.0842	0.0561	2.4613	1.6408
1.6800	1.6870	6.430	0.00	1.00	0.0842	0.0561	2.4566	1.6377
1.6800	1.6888	6.430	0.00	1.00	0.0836	0.0561	2.4534	1.6356
1.6794	1.6840	6.427	-0.04	0.96	0.0788	0.0537	2.4371	1.6368
1.6783	1.6747	6.422	-0.13	0.87	0.0708	0.0489	2.4055	1.6398
1.6771	1.6663	6.416	-0.21	0.79	0.0629	0.0442	2.3743	1.6419
1.6760	1.6577	6.410	-0.30	0.70	0.0552	0.0394	2.3417	1.6445
1.6749	1.6494	6.405	-0.38	0.62	0.0478	0.0346	2.3088	1.6468
1.6738	1.6421	6.399	-0.46	0.54	0.0406	0.0299	2.2761	1.6482
1.6726	1.6346	6.393	-0.55	0.45	0.0336	0.0251	2.2421	1.6498
1.6715	1.6275	6.388	-0.63	0.37	0.0269	0.0204	2.2077	1.6512
1.6704	1.6214	6.382	-0.72	0.28	0.0203	0.0157	2.1734	1.6515
1.6692	1.6152	6.377	-0.80	0.20	0.0140	0.0110	2.1378	1.6521
1.6681	1.6094	6.371	-0.89	0.11	0.0078	0.0063	2.1016	1.6522
1.6670	1.6048	6.365	-0.97	0.03	0.0019	0.0016	2.0656	1.6512
1.6658	1.6002	6.360	-1.06	-0.06	-0.0038	-0.0031	2.0282	1.6503
1.6647	1.5961	6.354	-1.14	-0.14	-0.0093	-0.0078	1.9900	1.6487
1.6636	1.5928	6.348	-1.23	-0.23	-0.0145	-0.0125	1.9511	1.6465
1.6625	1.5908	6.343	-1.31	-0.31	-0.0196	-0.0172	1.9122	1.6428
1.6613	1.5890	6.337	-1.39	-0.39	-0.0244	-0.0218	1.8717	1.6390
1.6602	1.5882	6.331	-1.48	-0.48	-0.0291	-0.0265	1.8303	1.6342
1.6591	1.5891	6.326	-1.56	-0.56	-0.0335	-0.0311	1.7888	1.6276
1.6579	1.5904	6.320	-1.65	-0.65	-0.0377	-0.0357	1.7454	1.6206
1.6568	1.5931	6.315	-1.73	-0.73	-0.0417	-0.0404	1.7008	1.6121
1.6557	1.5981	6.309	-1.82	-0.82	-0.0455	-0.0450	1.6558	1.6014
1.6545	1.6041	6.303	-1.90	-0.90	-0.0491	-0.0496	1.6087	1.5896
1.6534	1.6122	6.298	-1.99	-0.99	-0.0525	-0.0542	1.5599	1.5757
1.6523	1.6237	6.292	-2.07	-1.07	-0.0557	-0.0588	1.5104	1.5587
1.6512	1.6374	6.286	-2.16	-1.16	-0.0586	-0.0634	1.4580	1.5396
1.6500	1.6547	6.281	-2.24	-1.24	-0.0614	-0.0679	1.4034	1.5172
1.6489	1.6777	6.275	-2.32	-1.32	-0.0640	-0.0725	1.3471	1.4902
1.6478	1.7057	6.270	-2.41	-1.41	-0.0663	-0.0771	1.2869	1.4591
1.6466	1.7415	6.264	-2.49	-1.49	-0.0684	-0.0816	1.2230	1.4221
1.6455	1.7881	6.258	-2.58	-1.58	-0.0704	-0.0862	1.1543	1.3775
1.6444	1.8513	6.253	-2.66	-1.66	-0.0721	-0.0907	1.0804	1.3224
1.6432	1.9376	6.247	-2.75	-1.75	-0.0736	-0.0952	0.9972	1.2543
1.6421	2.0665	6.241	-2.83	-1.83	-0.0750	-0.0997	0.9005	1.1650
1.6410	2.2906	6.236	-2.92	-1.92	-0.0761	-0.1042	0.7795	1.0366
1.6399	3.2593	6.230	-3.00	-2.00	0.0000	-0.1087	0.5833	0.7991



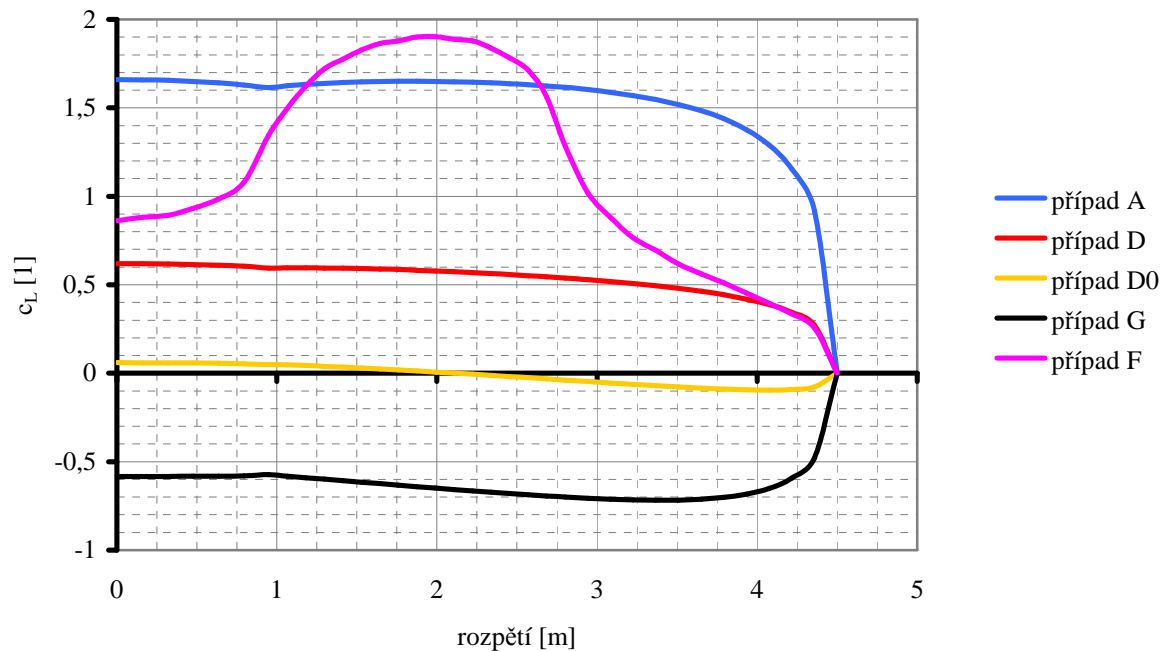
Přerušovanou čarou je znázorněno rozložení součinitele vztlaku stanoveno dle Schrenkovy metody. Pro srovnání je uvedeno taky rozložení získáno pomocí programu Glauert III.



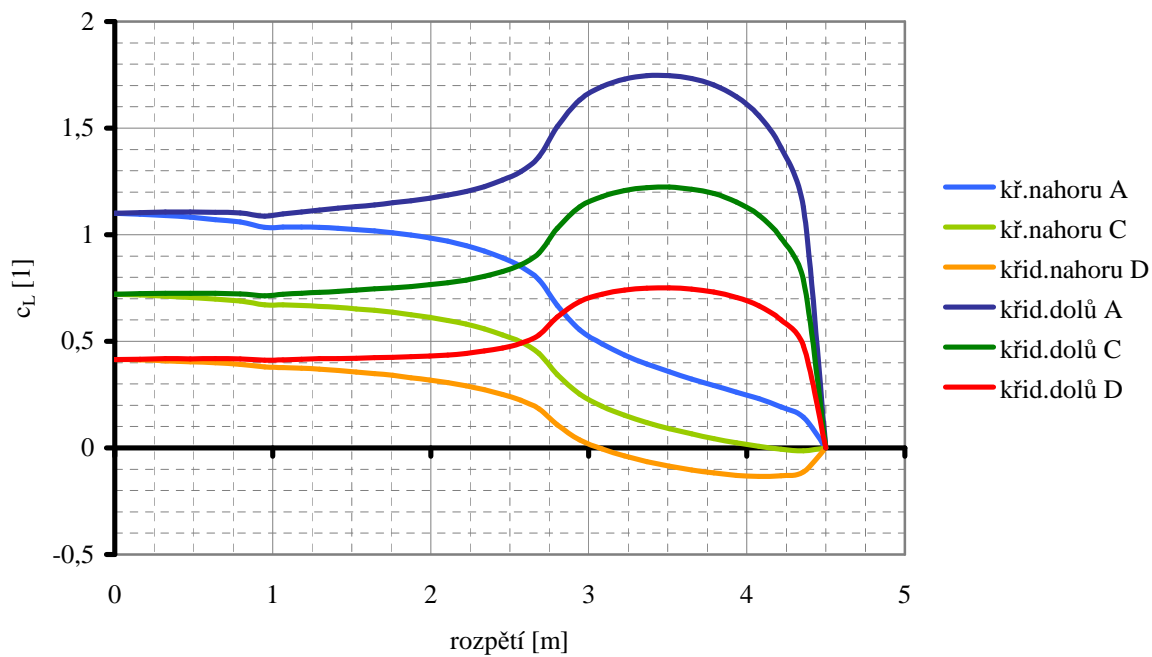
Příloha 9a:

Průběh c_L po rozpětí křídla

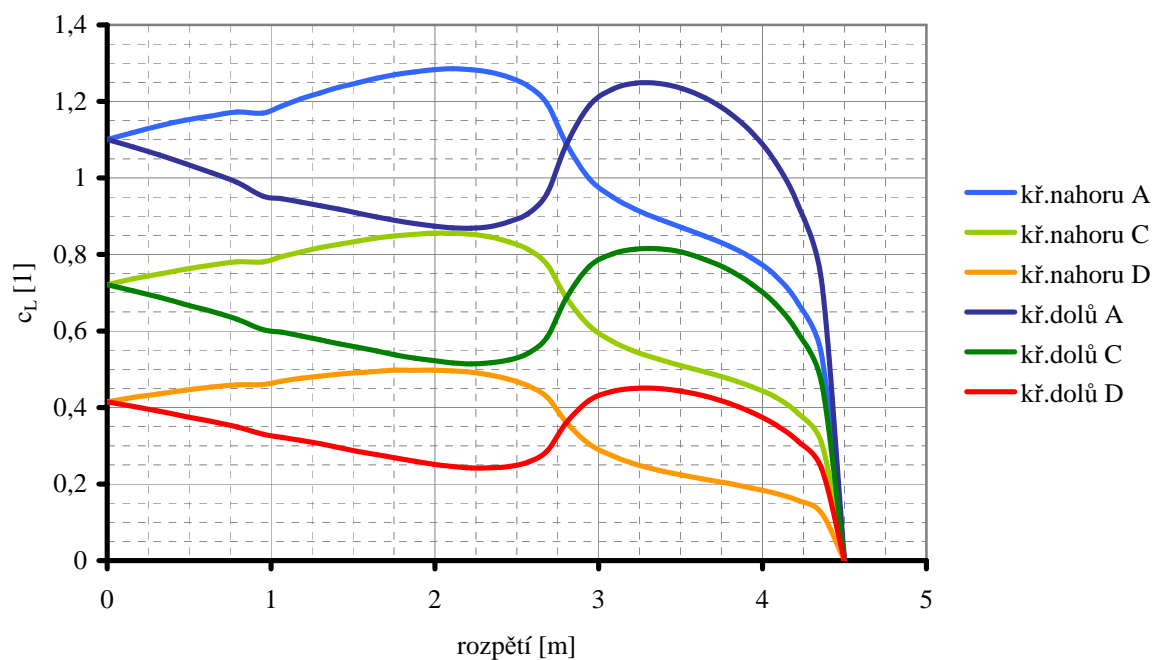
Symetrické a klapkové případy zatížení



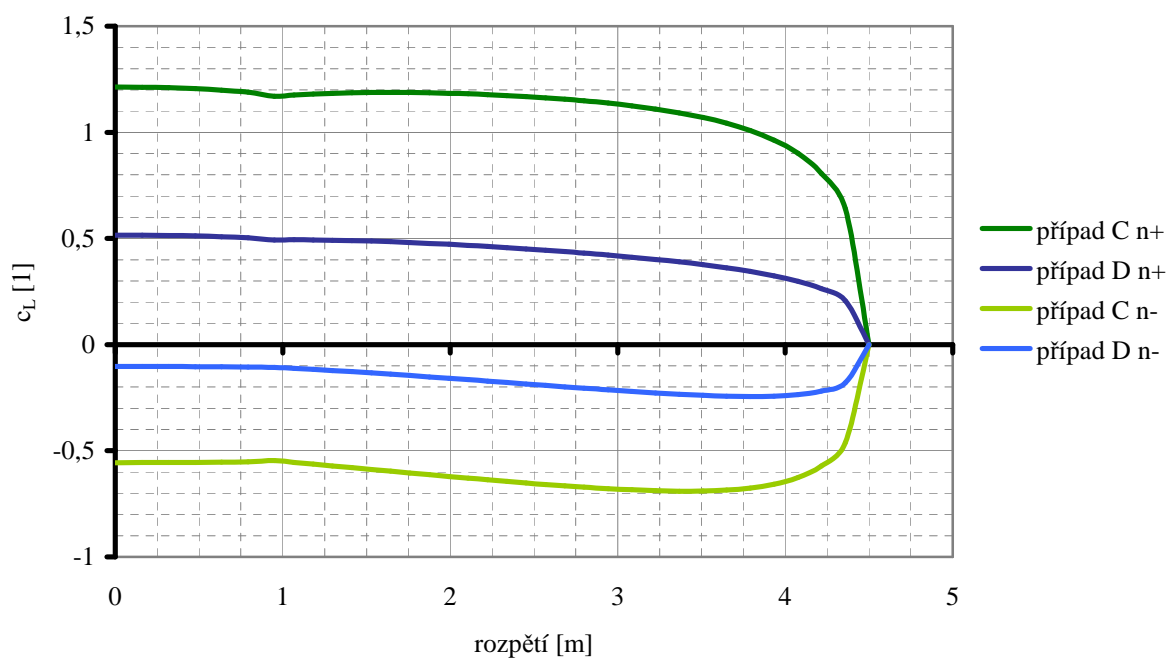
Křídélkové případy - počátek klonění



Křídélkové případy - ustálené klonění



Poryvové případy



Příloha 10a: Přírůstek součinitele klopivého momentu důsledkem vychýlením klapky

Výpočet dle postupu v [7].

$$\begin{aligned} \Delta c_{mw} = & (\bar{x}_{ref} - 0,25) \cdot (c_{Lw})_{\delta} + K_{\Lambda} \cdot (A/1,5) \cdot (\Delta c_{Lrefw}) \cdot \tan \Lambda_{c/4} + \\ & + K_p \cdot \left[(\Delta c'_m / \Delta c_{Lrefw}) \cdot \Delta c_{Lrefw} \cdot (c'/c)^2 \right] + \\ & - K_p \cdot \left[0,25 \cdot c_{Lw} \cdot \left\{ (c'/c)^2 - (c'/c) \right\} \right] + K_p \cdot c_{mw} \cdot \left[(c'/c)^2 - 1 \right] \end{aligned} \quad (10a.I)$$

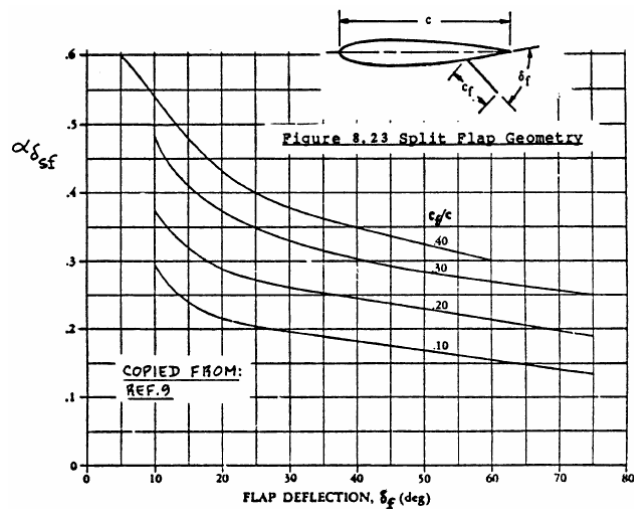
Významy členů vystupujících v rovnici (10a.I) a jejich hodnoty jsou uvedeny v následující tabulce:

	Označení	$\delta_{kl} = 40^\circ$	$\delta_{kl} = 15^\circ$	jednotky
Přírůstek součinitele klopivého momentu	Δc_{mw}	-0.140	-0.106	1
Referenční bod	x_{REF}	0.22	0.22	%
c_L max křídla s vychýlenou klapkou	$(c_{Lw})_{\delta}$	1.98	1.78	1
c_L max křídla při $\delta_{kl} = 0^\circ$	c_{Lw}	1.58	1.58	1
(1)	$(\Delta c_{Lw})_{ref}$	0.885	0.434	1
Vliv rozpětí klapky	K_b	1	1	1
Přírůstek c_l profilu od výchylky klapky	Δc_l	1.16	0.57	1
(2)	$\alpha_{\delta sf}$	0.26	0.34	1
Výchylka klapky	δ_f	40	15	$^\circ$
Sklon vztahové čáry kořenového profilu	c_{la}	6.43	6.43	rad^{-1}
(3)	$(\alpha \delta) c_L / (\alpha \delta) c_l$	1.06	1.06	1
(4)	c_{LaW}	4.6	4.6	rad^{-1}
Štíhlost křídla	A	6	6	1
$k = c_{la} / (2 \cdot \pi)$	k	1.023	1.023	1
$\beta = (1 - M^2)^{1/2}$	β	1	1	1
úhel „polovinové“ čáry	$\Lambda_{c/2}$	0	0	$^\circ$
Faktor ovlivněný rozpětím klapky (stanoven dle [7])	K_p	0.51	0.51	1
Poměr hloubky profilu s vychýlenou klapkou k hloubce profilu bez výchylky	c'/c	0.93	0.99	1
(5)	$\Delta c'_m / \Delta c_{Lrefw}$	-0.265	-0.269	1
Převodní faktor zahrnující částečné rozpětí klapky dle [7]	K_{Λ}	0.009	0.011	1
Štíhlost skutečného křídla	A	7.53	7.53	1
Úhel čtvrtinové čáry	$\Lambda_{c/4}$	6.7	6.7	$^\circ$
Součinitel momentu křídla při $c_L=0$	cm_w	-0.0697	-0.0697	1

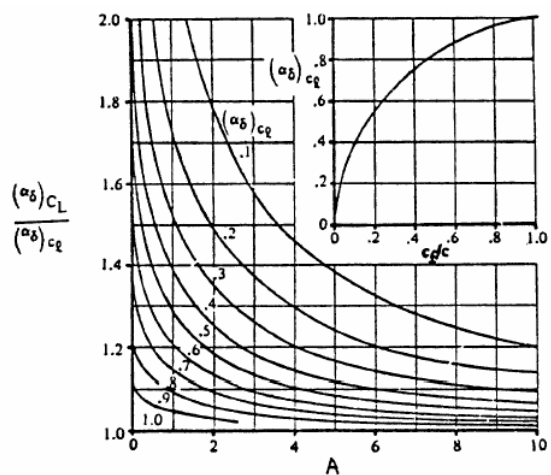
- (1) Přírůstek vztaku křídla o štíhlosti 6, s klapkou po celém rozpětí a úhlem $\Lambda_{c/2} = 0^\circ$ (úhel čáry spojující středy tětív kořenového a koncového profilu).
- (2) Viz obr.I
- (3) Poměr efektivity 3D klapky vůči efektivitě 2D klapky, viz obr. II

Příloha 10b:

(pokračování)



Obr.I

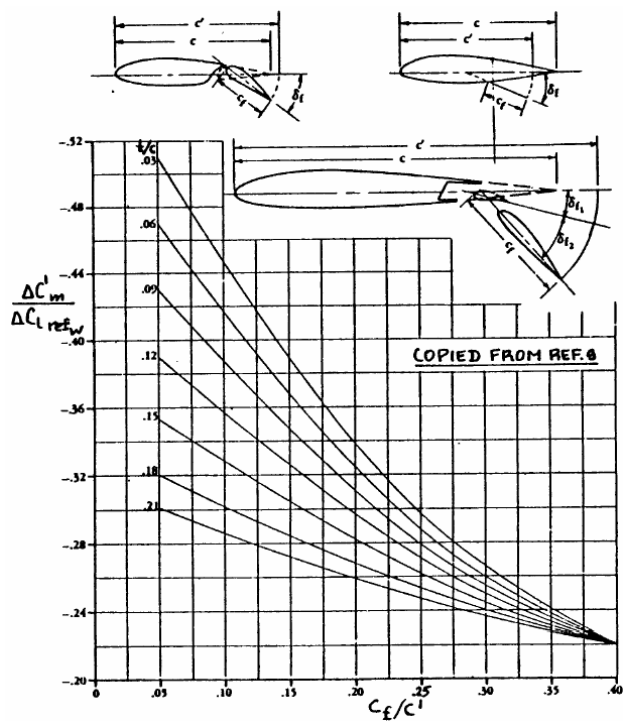


Obr.II

- (4) Sklon vztlakové čáry referenčního křídla

$$C_{L_{\alpha w}} = 2 \cdot \pi \cdot A / \left[2 + \left(A^2 \cdot \beta^2 / k^2 \cdot (1 + \tan \Lambda_{c/2} / \beta^2) + 4 \right)^{1/2} \right]$$

- (5) Viz obr.III

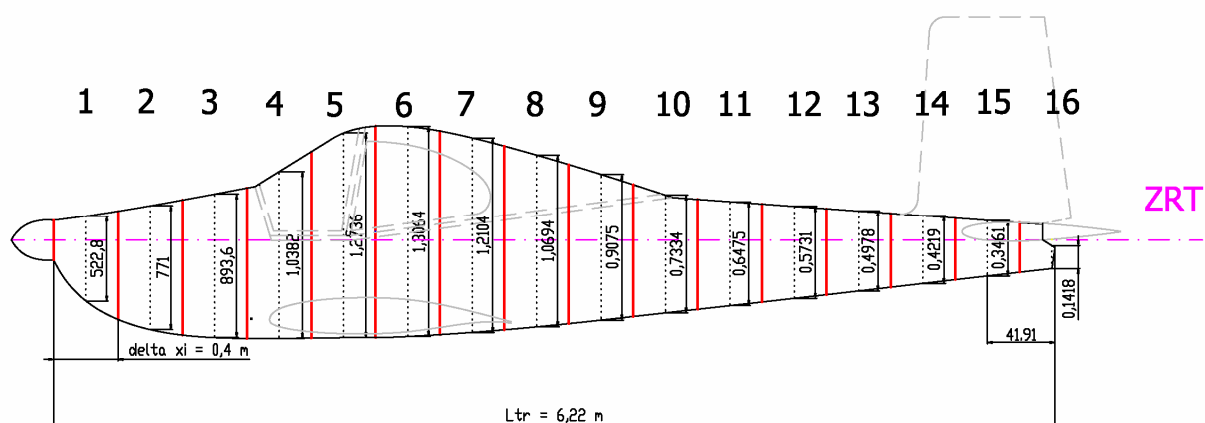


Obr.III

Obrázky jsou převzaty z [7].

Příloha 11: Výpočet součinitele klopivého momentu od trupu cm0f

Číslo úseku	Δx_i	w_{fi}	$(w_{fi})^2$	i_w	i_{clf}	α_{0Lw}	$b_f^2 \cdot (i_w + \alpha_0 + i_{clf}) \cdot \Delta x_i$
[1]	[m]	[m]	[m ²]	[°]	[°]	[°]	[1]
1	0.4	0.5288	0.2796	0	21.37	-3.13	2.0402
2	0.4	0.771	0.5944	0	1.96	-3.13	-0.2782
3	0.4	0.8936	0.7985	0	-3.87	-3.13	-2.2359
4	0.4	1.0382	1.0779	0	-15.93	-3.13	-8.2176
5	0.4	1.2736	1.6221	0	-11.55	-3.13	-9.5247
6	0.4	1.3064	1.7067	0	0.98	-3.13	-1.4677
7	0.4	1.2104	1.4651	0	4.55	-3.13	0.8322
8	0.4	1.0694	1.1436	0	5.42	-3.13	1.0476
9	0.4	0.9075	0.8236	0	5.79	-3.13	0.8763
10	0.4	0.7334	0.5379	0	3.33	-3.13	0.0430
11	0.4	0.6475	0.4193	0	-1.13	-3.13	-0.7144
12	0.4	0.5731	0.3284	0	-1.17	-3.13	-0.5649
13	0.4	0.4978	0.2478	0	-1.23	-3.13	-0.4322
14	0.4	0.4219	0.1780	0	-1.25	-3.13	-0.3119
15	0.4	0.3461	0.1198	0	-1.34	-3.13	-0.2142
16	0.42	0.1418	0.0201	0	0	-3.13	-0.0264
						Σ	-19.1489



Příloha 12a:

Detailní hmotový rozbor

Křídlo

	název hmoty	S	t	M _i	x _T	z _T	M _i ·x _{Ti}	M _i ·z _{Ti}
		[m ²]	[m]	[kg]	[mm]	[mm]	[kg·mm]	[kg·mm]
Centroplán	horní potah centropoplán	1.481	0.001	4.15	2339.4	796.9	9700.82	3304.41
	dolní potah centropoplán	1.45	0.001	4.06	2346.4	646.5	9526.31	2624.83
	žebro č.1	0.23	0.0008	0.52	2242.9	725.3	1155.57	373.69
	žebro č.2	0.23	0.0008	0.52	2243.0	725.3	1155.57	373.69
	žebro č.3	0.23	0.0008	0.52	2243.0	725.3	1155.57	373.69
	žebro č.4	0.23	0.0008	0.52	2243.0	725.3	1155.57	373.69
	zavěsy (C-T)	-	-	0.50	2290.0	726.3	1145.00	363.13
	zavěsy (C-VnK)	-	-	0.50	2290.0	726.3	1145.00	363.13
	hlavní nosník centropoplán	0.208	-	2.00	2055.0	725.8	4110.00	1451.65
	pomocný nosník centropoplán	0.103	-	0.72	2760.0	727.2	1987.20	523.55
				13.99	2304.6	723.9	32236.6	10125.46
Vnější křídlo	horní potah vnější křídlo	3.741	0.0008	8.38	2405.1	943.3	20154.66	7904.98
	dolní potah vnější křídlo	3.677	0.0008	8.24	2411.6	824.9	19862.90	6794.10
	žebro č.4 (VnK)	0.23	0.0008	0.52	2243.0	725.3	1155.57	373.69
	žebro č.5	0.196	0.0008	0.44	2281.9	776.5	1001.86	340.92
	žebro č.6	0.166	0.0008	0.37	2320.9	827.7	862.99	307.78
	žebro č.7	0.139	0.0008	0.31	2359.8	878.9	734.74	273.66
	žebro č.8	0.105	0.0008	0.24	2357.1	929.5	554.39	218.62
	žebro č.9	0.08	0.0008	0.18	2407.1	991.9	431.35	177.74
	žebro č.10	0.059	0.0008	0.13	2457.0	1054.2	324.71	139.32
	žebro č.11	0.042	0.0008	0.09	2506.6	1116.3	235.82	105.02
	zavětrání křídla	0.127	0.0003	0.11	2766.4	1028.5	295.12	109.72
	zavěsy (VnK-C)	-	-	0.60	2290.0	726.3	1374.00	435.76
	hlavní nosník vnější křídlo	0.548	-	5.20	2225.5	893.0	11572.40	4643.61
	pomocný nosník	0.287	-	1.80	2760.0	907.6	4968.00	1633.65
				26.60	2388.193	881.9	63528.51	23458.57
Křídélko	potah křídélka	0.86	0.0003	2.1E-05	2874.9	1026.1	0.06	0.02
	žebro křídélka č.1	0.009	0.0003	0.008	2860.6	934.2	0.00	7.06
	žebro křídélka č.2	0.008	0.0003	0.007	2854.4	967.3	0.00	6.50
	žebro křídélka č.3	0.007	0.0003	0.006	2849.0	1000.4	0.00	5.88
	žebro křídélka č.4	0.007	0.0003	0.006	2844.3	1033.3	0.00	6.08
	žebro křídélka č.5	0.006	0.0003	0.005	2840.5	1066.1	0.00	5.37
	žebro křídélka č.6	0.005	0.0003	0.004	2837.5	1098.8	0.00	4.61
	žebro křídélka č.7	0.004	0.0003	0.003	2835.2	1131.3	0.00	3.80
	nosník křídélka	0.078	0.004	0.87	2824.9	1027.7	2467.81	897.77
	zavěs křídélka (levý)	-	-	0.11	2816.3	1002.2	309.79	110.24
	zavěs křídélka (pravý)	-	-	0.11	2813.5	1067.2	309.48	117.40
				1.09	2822.9	1029.1	3087.147	1164.74
	klapka	0.576	0.0008	1.29	2914.3	796.5	3760.09	1027.65
Křídlo celkem				43.01	2388.27	831.79	102722.39	35776.42
Křídlo L+P				86.02	2388.27	831.79		

Příloha 12b: Detailní hmotový rozbor (pokračování)

Trup

	název hmoty	S	t	M _i	x _T	z _T	M _i ·x _{Ti}	M _i ·z _{Ti}
		[m ²]	[m]	[kg]	[mm]	[mm]	[kg·mm]	[kg·mm]
trup	přední část trupu (nos)	1.834	0.001	5.14	739.5	1065.7	3797.87	5473.27
	střední část trupu	7.865	0.001	22.02	2495.0	893.5	54943.79	19677.69
	zadní část trupu (kornout)	3.606	0.001	10.10	5023.2	1131.7	50718.33	11426.84
kabina	čelní sklo	1.008	0.004	3.60	1862.0	1621.7	6700.52	5835.70
	odsouvatelná část	1.800	0.001	5.04	3134.0	1641.1	15795.41	8271.23

Trup celkem			45.89	2875.3	1104.4	131955.90	50684.74
--------------------	--	--	--------------	--------	--------	-----------	----------

VOP

	název hmoty	S	t	M _i	x _T	z _T	M _i ·x _{Ti}	M _i ·z _{Ti}
		[m ²]	[m]	[kg]	[mm]	[mm]	[kg·mm]	[kg·mm]
VOP - stabilizátor	potah horní	0.723	0.0005	1.01	6229.8	1310.2	6305.78	1326.21
	potah dolní	0.723	0.0005	1.01	6229.8	1310.2	6305.78	1326.21
	zavětrání	0.105	0.0003	0.09	6498.0	1267.7	573.13	111.81
	nosník přední (pomocný)	0.071	0.0008	0.16	6146.4	1267.7	977.52	201.62
	nosník zadní (hlavní)	0.092	0.001	0.26	6491.1	1267.7	1672.11	326.56
	žebro č.1	0.059	0.0005	0.08	6215.3	1267.7	513.38	104.71
	žebro č.2	0.053	0.0005	0.07	6219.9	1267.7	461.52	94.06
	žebro č.3	0.047	0.0005	0.07	6228.7	1267.7	409.85	83.41
	žebro č.4	0.041	0.0005	0.06	6237.3	1267.7	358.02	72.77
	žebro č.5	0.035	0.0005	0.05	6245.4	1267.7	306.02	62.12
	závěsy zadní (trupové)	-	-	0.25	6498.9	1267.7	1624.71	316.93
	závěsy přední (trupové)	-	-	0.25	6134.8	1267.7	1533.70	316.93
	závěs VK (na stabilizátoru)	-	-	0.20	6507.3	1267.7	1301.46	253.54
Výškové kormidlo	potah celý	0.335	0.0003	8.1E-06	6671.5	1285.2	0.05	0.01
	nosník	0.075	0.001	0.21	6561.7	1267.7	1377.95	266.22
	žebro č.1	0.017	0.0005	0.02	6640.2	1267.7	158.04	30.17
	žebro č.2	0.014	0.0005	0.02	6628.3	1267.7	129.92	24.85
	žebro č.3	0.01	0.0005	0.01	6612.6	1267.7	92.58	17.75
	žebro č.4	0.007	0.0005	0.01	6594.6	1267.7	64.63	12.42
	žebro č.5	0.005	0.0005	0.01	6574.4	1267.7	46.02	8.87
	závěs VK	-	-	0.20	6559.7	1267.7	1311.94	253.54

VOP (půlka)			4.04	6314.0	1289.0	25524.10	5210.70
VOP (komplet)			8.08	6314.0	1289.0		

Příloha 12c: Detailní hmotový rozbor (pokračování)

SOP

	název hmoty	S	t	M _i	x _T	z _T	M _i ·x _{Ti}	M _i ·z _{Ti}
		[m ²]	[m]	[kg]	[mm]	[mm]	[kg.mm]	[kg.mm]
SOP - kýl	potah	1.212	0.0005	1.70	5907.9	728.7	10024.58	1236.39
	zavětrání	0.107	0.0003	0.09	6154.5	704.6	553.16	63.33
	nosník přední (pomocný)	0.09	0.0008	0.20	5864.0	585.5	1182.18	118.03
	nosník zadní (hlavní)	0.093	0.001	0.26	6146.6	708.2	1600.57	184.41
	žebro č.1	0.052	0.0005	0.07	5902.8	165.6	429.72	12.05
	žebro č.2	0.047	0.0005	0.07	5910.6	455.6	388.91	29.98
	žebro č.3	0.042	0.0005	0.06	5918.2	745.6	347.99	43.84
	žebro č.4	0.038	0.0005	0.05	5925.7	1035.6	315.25	55.09
	žebro č.5	0.034	0.0005	0.05	5933.1	1325.6	282.42	63.10
	závěs trupový přední	-	-	0.25	5864.0	152.2	1466.00	38.06
	závěs trupový zadní	-	-	0.25	6146.6	152.2	1536.65	38.06
	závěs VK na kýlu horní	-	-	0.20	6160.1	1035.6	1232.02	207.11
	závěs VK na kýlu spodní	-	-	0.20	6162.6	455.6	1232.52	91.11
Směrové kormidlo	potah	0.857	0.0003	2.1 E-05	6324.4	702.5	0.13	0.01
	nosník	0.078	0.0008	0.17	6221.4	702.3	1087.00	122.71
	žebro č.1	0.022	0.0005	0.03	6312.8	165.6	194.43	5.10
	žebro č.2	0.018	0.0005	0.03	6300.3	455.6	158.77	11.48
	žebro č.3	0.014	0.0005	0.02	6286.5	745.6	123.22	14.61
	žebro č.4	0.011	0.0005	0.02	6271.4	1035.6	96.58	15.95
	žebro č.5	0.009	0.0005	0.01	6255.1	1325.6	78.81	16.70
	závěs SK horní	-	-	0.22	6207.2	1035.6	1365.58	227.82
	závěs SK dolní	-	-	0.22	6214.5	455.6	1367.20	100.22
	oblouk	-	-	1.00	5998.7	1358.7	5998.74	1357.71
	SOP			5.17	6013.8	784.8	31062.45	4053.89

Podvozek - ostruha

	název hmoty	S	t	M _i	x _T	z _T	M _i ·x _{Ti}	M _i ·z _{Ti}
		[m ²]	[m]	[kg]	[mm]	[mm]	[kg.mm]	[kg.mm]
Ostruha	disk a pneumatikou	-	-	2.40	3465.8	291.5	8300.55	698.13
	kyvná vidlice	-	-	1.58	3367.9	355.7	5311.15	560.99
	konzola	-	-	0.95	3326.3	576.9	3160.01	548.01
	zatahování	-	-	0.50	3381.4	781.5	1673.80	386.86
	tlumič s gumovými kroužky	-	-	0.79	3344.7	493.8	2625.58	387.66
	Ostruha			6.20	3397.5	416.2614	21071.08	2581.65

Příloha 12d: Detailní hmotový rozbor (pokračování)

Podvozek - hlavní

	název hmoty	S	t	M _i	x _T	z _T	M _i ·x _{Ti}	M _i ·z _{Ti}
		[m ²]	[m]	[kg]	[mm]	[mm]	[kg.mm]	[kg.mm]
Hlavní podvozek	kolo s brzdou	-	-	4.55	1643.4	165.0	7477.47	750.75
	vnější trubka	-	-	1.11	1823.0	496.5	2025.35	551.61
	vnitřní trubka	-	-	0.24	1787.2	430.9	421.78	101.69
	prstenec závěsu	-	-	0.34	1868.3	579.4	642.70	199.31
	objímka kola	-	-	0.79	1766.0	283.0	1395.14	223.57
	závěsy	-	-	0.02	1889.0	588.0	35.89	11.17
	spodní vodící píst	-	-	0.36	1773.0	404.8	636.51	145.32
	prostřední volná manžeta	-	-	0.22	1837.2	522.5	407.86	116.00
	vrchní záslepka	-	-	0.36	1878.7	596.7	674.45	214.22
	pryžový element	-	-	0.56	1818.9	488.9	1014.95	272.81
	distanční plíšek	-	-	0.16	1823.0	496.5	295.33	80.43
	uchycení zlamovací vzpěry k noze	-	-	0.04	1876.1	505.3	78.80	21.22
	hnaná část zlamovací vzpěry	-	-	0.26	1970.4	545.8	508.36	140.82
	hnací část zlamovací vzpěry	-	-	0.28	2117.7	616.4	597.19	173.82
	propojovací trubka	-	-	0.61	2282.4	705.3	1387.70	428.82

	Hlavní podvozek (půlka)			9.90	1777.7	346.6231	17599.47	3431.57
	Hlavní podvozek (celkem)			19.80	1777.7	346.6231		

Hnací skupina

	název hmoty	S	t	M _i	x _T	z _T	M _i ·x _{Ti}	M _i ·z _{Ti}
		[m ²]	[m]	[kg]	[mm]	[mm]	[kg.mm]	[kg.mm]
Pohonná jednotka	motor+příslušenství	-	-	76.35	677.6	1143.7	51732.01	87317.68
	motorové lože	-	-	3.00	845.6	1128.3	1128.31	3384.93
	vertule	-	-	8.00	323.0	1205.4	1205.444	9643.55
	baterka	-	-	7.00	1026.6	725.1	7186.04	5075.53
	palivová instalace	-	-	2.94	696.9	940.0	68498.60	2767.16

	Hnací skupina			97.29	709.2	1112.0	68999.03	108188.85
--	----------------------	--	--	-------	-------	--------	----------	-----------

Vybavení, výstroj a systémy draku

	název hmoty	S	t	M _i	x _T	z _T	M _i ·x _{Ti}	M _i ·z _{Ti}
		[m ²]	[m]	[kg]	[mm]	[mm]	[kg.mm]	[kg.mm]
Výstroj, systémy	Systém řízení	-	-	11.86	1990.0	1609.0	23607.34	19087.39
	Přístroje	-	-	6.79	1685	1357.2	11432.73	9208.60
	Elektrický systém	-	-	6.69	1900.0	940	12703.52	6284.90
	Interiér	-	-	18.02	2199.7	1084.8	39378.51	19421.47
	Nátěr	-	-	1.65	1900.0	940	3135.00	1551.00

	Výstroj a systémy			31.15	2018.3	1368.28	62876.24	42626.92
--	--------------------------	--	--	--------------	--------	---------	----------	----------

Příloha 12e: Detailní hmotový rozbor (pokračování)

Proměnlivé hmoty

	název hmoty	S	t	M _i	x _T	z _T	M _i ·x _{Ti}	M _i ·z _{Ti}
		[m ²]	[m]	[kg]	[mm]	[mm]	[kg.mm]	[kg.mm]
	Pilot	-	-	90	2412.4	1754.3	132682.9	96487.66
	Pilot	-	-	90	2412.4	1754.3	132682.9	96487.66
	Zavazadla	-	-	20	2652.2	1028.8	53044.00	20576,00
	Pohonné hmoty (max)	-	-	43.2	1748.9	740.4	75553.34	31983.85

	Proměnlivé hmoty (celkem)			243.2				
--	--------------------------------------	--	--	--------------	--	--	--	--

Příloha 13:**Výpočet vrtulové charakteristiky**

Rychlost		Postupový poměr	Návrhový postupový poměr	Normalizovaný postupový poměr	Normalizovaná účinnost	Účinnost
v		J	J _M	L	E	η
[km.h ⁻¹]	[m.s ⁻¹]	[1]	[1]	[1]	[1]	[1]
0,1	0,03	0,0004	0,9616	0,0005	0,0015	0,001
10	2,78	0,0433	0,9616	0,0450	0,1438	0,094
20	5,56	0,0866	0,9616	0,0901	0,2703	0,176
30	8,33	0,1299	0,9616	0,1351	0,3812	0,248
40	11,11	0,1733	0,9616	0,1802	0,4779	0,311
50	13,89	0,2166	0,9616	0,2252	0,5619	0,366
60	16,67	0,2599	0,9616	0,2703	0,6345	0,414
70	19,44	0,3032	0,9616	0,3153	0,6969	0,454
80	22,22	0,3465	0,9616	0,3604	0,7503	0,489
90	25,00	0,3898	0,9616	0,4054	0,7958	0,519
100	27,78	0,4332	0,9616	0,4505	0,8344	0,544
110	30,56	0,4765	0,9616	0,4955	0,8670	0,565
120	33,33	0,5198	0,9616	0,5405	0,8944	0,583
130	36,11	0,5631	0,9616	0,5856	0,9173	0,598
140	38,89	0,6064	0,9616	0,6306	0,9363	0,610
150	41,67	0,6497	0,9616	0,6757	0,9521	0,621
160	44,44	0,6930	0,9616	0,7207	0,9651	0,629
170	47,22	0,7364	0,9616	0,7658	0,9757	0,636
180	50,00	0,7797	0,9616	0,8108	0,9842	0,641
190	52,78	0,8230	0,9616	0,8559	0,9908	0,646
200	55,56	0,8663	0,9616	0,9009	0,9956	0,649
210	58,33	0,9096	0,9616	0,9459	0,9987	0,651
220	61,11	0,9529	0,9616	0,9910	1,0000	0,652
230	63,89	0,9963	0,9616	1,0360	0,9994	0,651
240	66,67	1,0396	0,9616	1,0811	0,9966	0,650
250	69,44	1,0829	0,9616	1,1261	0,9915	0,646

Příloha 14:**Využitelné tahy a výkony**

	výška	0m	500m	1000m	1500m	2000m	3000m	4000m
Rychlost letu		Využitelný tah F_v						
[km.h ⁻¹]	[m.s ⁻¹]	[N]						
90	25,00	1483,44	1398,72	1316,01	1236,15	1164,77	1030,50	904,73
100	27,78	1399,84	1319,90	1241,85	1166,49	1099,13	972,43	853,75
110	30,56	1322,25	1246,74	1173,03	1101,84	1038,21	918,53	806,43
120	33,33	1250,33	1178,92	1109,21	1041,90	981,74	868,57	762,56
130	36,11	1183,69	1116,09	1050,10	986,37	929,41	822,28	721,92
140	38,89	1121,99	1057,91	995,36	934,96	880,97	779,41	684,29
150	41,67	1064,85	1004,04	944,67	887,34	836,10	739,72	649,44
160	44,44	1011,93	954,14	897,72	843,24	794,55	702,96	617,16
170	47,22	962,85	907,86	854,18	802,34	756,01	668,86	587,23
180	50,00	917,25	864,87	813,73	764,35	720,21	637,19	559,42
190	52,78	874,78	824,83	776,05	728,96	686,86	607,69	533,52
200	55,56	835,07	787,39	740,83	695,87	655,69	580,10	509,30
210	58,33	797,77	752,21	707,73	664,78	626,39	554,19	486,55
220	61,11	762,50	718,96	676,45	635,40	598,70	529,69	465,04
230	63,89	728,91	687,29	646,65	607,41	572,33	506,36	444,56
240	66,67	696,64	656,86	618,02	580,51	546,99	483,94	424,88
250	69,44	665,33	627,33	590,24	554,42	522,40	462,18	405,78

	výška	0m	500m	1000m	1500m	2000m	3000m	4000m
Rychlost letu		Využitelný výkon P_v						
[km.h ⁻¹]	[m.s ⁻¹]	[W]						
90	25,00	37086	34968	32900	30904	29119	25762	22618
100	27,78	38884	36664	34496	32402	30531	27012	23715
110	30,56	40402	38095	35842	33667	31723	28066	24641
120	33,33	41678	39297	36974	34730	32725	28952	25419
130	36,11	42744	40303	37920	35619	33562	29693	26069
140	38,89	43633	41141	38708	36359	34260	30310	26611
150	41,67	44369	41835	39361	36973	34838	30822	27060
160	44,44	44974	42406	39899	37477	35313	31242	27430
170	47,22	45468	42871	40336	37888	35701	31585	27730
180	50,00	45863	43244	40687	38217	36011	31859	27971
190	52,78	46169	43532	40958	38473	36251	32072	28158
200	55,56	46393	43744	41157	38659	36427	32228	28295
210	58,33	46537	43879	41284	38779	36540	32328	28382
220	61,11	46597	43936	41338	38830	36587	32370	28419
230	63,89	46569	43910	41314	38807	36566	32350	28402
240	66,67	46443	43791	41201	38701	36466	32262	28325
250	69,44	46203	43565	40989	38501	36278	32096	28179

Příloha 15a:
Výpočet výkonů – horizontální let

	výška	0m	500m	1000m	1500m	2000m	3000m	4000m
Rychlost letu		c_L						
[km.h ⁻¹]	[m.s ⁻¹]	[1]						
90	25,00	1,3087	1,3728	1,4414	1,5144	1,5920	1,7624	1,9562
100	27,78	1,0600	1,1119	1,1675	1,2266	1,2895	1,4276	1,5845
110	30,56	0,8761	0,9190	0,9649	1,0138	1,0657	1,1798	1,3095
120	33,33	0,7361	0,7722	0,8108	0,8518	0,8955	0,9914	1,1004
130	36,11	0,6272	0,6580	0,6908	0,7258	0,7630	0,8447	0,9376
140	38,89	0,5408	0,5673	0,5957	0,6258	0,6579	0,7284	0,8084
150	41,67	0,4711	0,4942	0,5189	0,5452	0,5731	0,6345	0,7042
160	44,44	0,4141	0,4344	0,4561	0,4792	0,5037	0,5576	0,6190
170	47,22	0,3668	0,3848	0,4040	0,4244	0,4462	0,4940	0,5483
180	50,00	0,3272	0,3432	0,3603	0,3786	0,3980	0,4406	0,4891
190	52,78	0,2936	0,3080	0,3234	0,3398	0,3572	0,3955	0,4389
200	55,56	0,2650	0,2780	0,2919	0,3067	0,3224	0,3569	0,3961
210	58,33	0,2404	0,2521	0,2647	0,2782	0,2924	0,3237	0,3593
220	61,11	0,2190	0,2297	0,2412	0,2534	0,2664	0,2950	0,3274
230	63,89	0,2004	0,2102	0,2207	0,2319	0,2438	0,2699	0,2995
240	66,67	0,1840	0,1930	0,2027	0,2130	0,2239	0,2478	0,2751
250	69,44	0,1696	0,1779	0,1868	0,1963	0,2063	0,2284	0,2535

	výška	0m	500m	1000m	1500m	2000m	3000m	4000m
Rychlost letu		c_D						
[km.h ⁻¹]	[m.s ⁻¹]	[1]						
90	25,00	0,13878	0,15033	0,16333	0,17787	0,19416	0,23288	0,28182
100	27,78	0,09941	0,10692	0,11537	0,12484	0,13544	0,16066	0,19256
110	30,56	0,07584	0,08091	0,08663	0,09304	0,10021	0,11730	0,13893
120	33,33	0,06107	0,06461	0,06861	0,07309	0,07810	0,09006	0,10521
130	36,11	0,05147	0,05401	0,05688	0,06009	0,06370	0,07229	0,08320
140	38,89	0,04503	0,04689	0,04900	0,05136	0,05401	0,06033	0,06836
150	41,67	0,04059	0,04199	0,04356	0,04533	0,04731	0,05206	0,05809
160	44,44	0,03747	0,03853	0,03973	0,04107	0,04258	0,04620	0,05081
170	47,22	0,03522	0,03604	0,03696	0,03800	0,03917	0,04197	0,04554
180	50,00	0,03358	0,03422	0,03494	0,03575	0,03667	0,03887	0,04167
190	52,78	0,03236	0,03287	0,03344	0,03408	0,03481	0,03655	0,03878
200	55,56	0,03145	0,03185	0,03230	0,03282	0,03340	0,03479	0,03658
210	58,33	0,03075	0,03107	0,03144	0,03185	0,03232	0,03345	0,03490
220	61,11	0,03021	0,03048	0,03077	0,03111	0,03149	0,03241	0,03359
230	63,89	0,02980	0,03001	0,03026	0,03053	0,03084	0,03159	0,03257
240	66,67	0,02948	0,02965	0,02985	0,03007	0,03033	0,03095	0,03176
250	69,44	0,02922	0,02936	0,02953	0,02971	0,02993	0,03044	0,03111

Příloha 15b: Výpočet výkonů – horizontální let (pokračování)

	výška	0m	500m	1000m	1500m	2000m	3000m	4000m
Rychlost letu		Potřebný tah F_p						
[km.h ⁻¹]	[m.s ⁻¹]	[N]						
90	25,00	572,17	590,85	611,38	633,74	658,03	712,92	777,29
100	27,78	506,00	518,80	533,17	549,11	566,70	607,20	655,68
110	30,56	467,07	475,06	484,43	495,17	507,37	536,44	572,42
120	33,33	447,62	451,48	456,57	462,92	470,59	490,15	515,89
130	36,11	442,75	442,91	444,21	446,70	450,41	461,76	478,77
140	38,89	449,24	445,99	443,81	442,77	442,91	446,92	456,23
150	41,67	464,91	458,41	452,95	448,62	445,44	442,69	445,04
160	44,44	488,24	478,59	469,98	462,48	456,14	447,03	442,90
170	47,22	518,13	505,39	493,67	483,10	473,69	458,47	448,19
180	50,00	553,81	537,97	523,17	509,55	497,13	475,94	459,74
190	52,78	594,66	575,71	557,83	541,16	525,73	498,65	476,64
200	55,56	640,26	618,15	597,14	577,40	558,96	525,99	498,24
210	58,33	690,25	664,91	640,73	617,88	596,40	557,50	524,02
220	61,11	744,36	715,73	688,30	662,29	637,71	592,82	553,58
230	63,89	802,40	770,39	739,64	710,38	682,65	631,68	586,61
240	66,67	864,18	828,70	794,54	761,97	731,01	673,83	622,85
250	69,44	929,58	890,52	852,86	816,89	782,62	719,11	662,12

Příloha 16:**Výpočet výkonů – stoupání**

	výška	0m	500m	1000m	1500m	2000m	3000m	4000m
Rychlost letu		Přebytek tahu ΔT						
[km.h ⁻¹]	[m.s ⁻¹]	[N]						
90	25,00	911,26	807,87	704,64	602,41	506,74	317,58	127,45
100	27,78	893,84	801,09	708,68	617,38	532,43	365,22	198,07
110	30,56	855,18	771,68	688,60	606,67	530,85	382,10	234,01
120	33,33	802,71	727,44	652,64	578,98	511,14	378,41	246,67
130	36,11	740,94	673,18	605,89	539,68	479,00	360,52	243,16
140	38,89	672,75	611,93	551,55	492,19	438,05	332,50	228,05
150	41,67	599,94	545,63	491,72	438,73	390,67	297,03	204,41
160	44,44	523,69	475,54	427,74	380,76	338,41	255,93	174,26
170	47,22	444,71	402,47	360,51	319,25	282,32	210,39	139,04
180	50,00	363,45	326,90	290,56	254,80	223,08	161,25	99,69
190	52,78	280,12	249,11	218,23	187,80	161,13	109,04	56,88
200	55,56	194,82	169,24	143,69	118,47	96,72	54,11	11,07
210	58,33	107,52	87,30	67,01	46,90	30,00	-3,31	-37,46
220	61,11	18,14	3,22	-11,86	-26,89	-39,01	-63,14	-88,53
230	63,89	-73,48	-83,10	-92,99	-102,98	-110,32	-125,32	-142,05
240	66,67	-167,54	-171,84	-176,52	-181,46	-184,02	-189,89	-197,98
250	69,44	-264,25	-263,19	-262,63	-262,48	-260,22	-256,93	-256,34

Příloha 17:**Výpočet výkonů – klouzavý let**

Rychlost letu v		Součinitel vztlaku c_L	Součinitel odporu c_D	Klouzavost K	Rychlost klouzání v_z
[km.h ⁻¹]	[m.s ⁻¹]	[1]	[1]	[1]	[m.s ⁻¹]
90	25,00	1,3087	0,13878	9,4	2,65
100	27,78	1,0600	0,09941	10,7	2,61
110	30,56	0,8761	0,07584	11,6	2,65
120	33,33	0,7361	0,06107	12,1	2,77
130	36,11	0,6272	0,05147	12,2	2,96
140	38,89	0,5408	0,04503	12,0	3,24
150	41,67	0,4711	0,04059	11,6	3,59
160	44,44	0,4141	0,03747	11,1	4,02
170	47,22	0,3668	0,03522	10,4	4,53
180	50,00	0,3272	0,03358	9,7	5,13
190	52,78	0,2936	0,03236	9,1	5,82
200	55,56	0,2650	0,03145	8,4	6,59
210	58,33	0,2404	0,03075	7,8	7,46
220	61,11	0,2190	0,03021	7,2	8,43
230	63,89	0,2004	0,02980	6,7	9,50
240	66,67	0,1840	0,02948	6,2	10,68
250	69,44	0,1696	0,02922	5,8	11,96

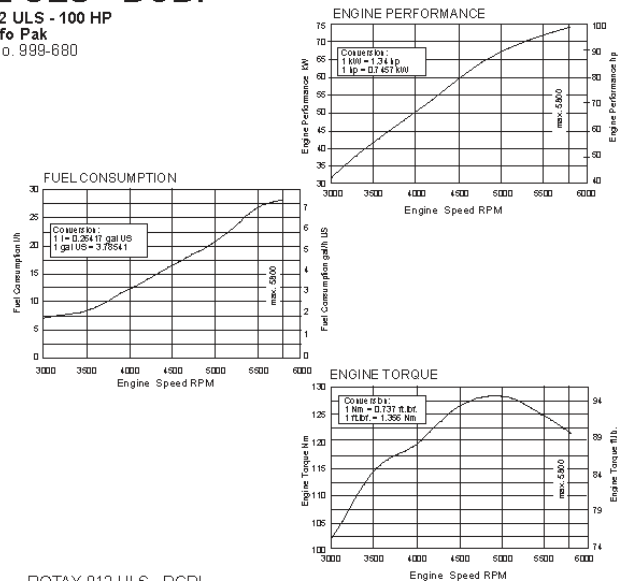
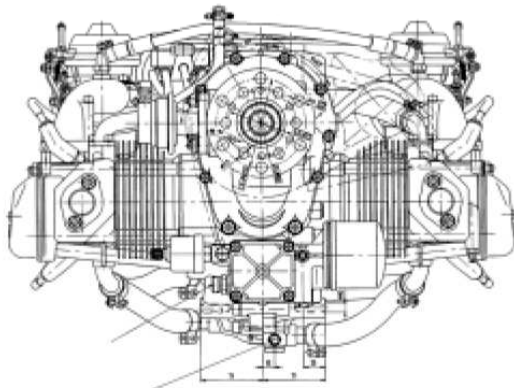
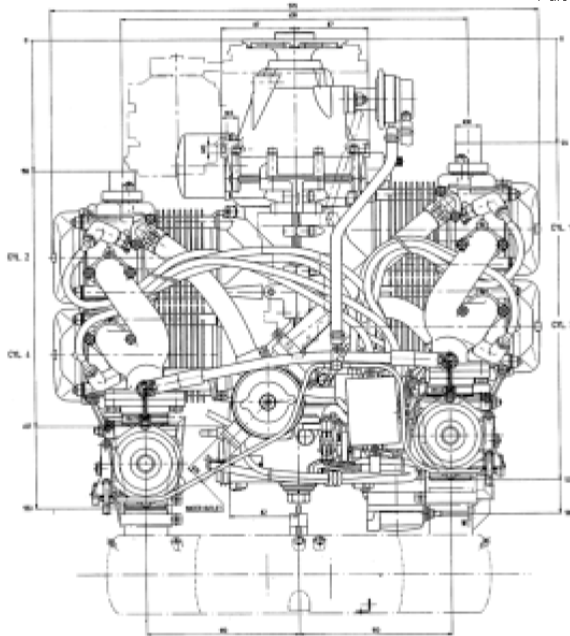
Příloha 18: Parametry a charakteristiky pohonné jednotky

ROTAX 912 ULS - DCDI

ROTAX 912 ULS - 100 HP

Info Pak

Part No. 999-880



ROTAX 912 ULS - DCDI

4-Cylinder, 4-Stroke liquid/air cooled engine with opposed cylinders, dry sump forced lubrication with separate 3 liter (.8 gal US) oil tank, automatic adjustment by hydraulic valve tappet, 2 CD carburetors, mechanical fuel pump, electronic dual ignition, electric starter, integrated reduction gear $i = 2.43$.

VERSION	PERFORMANCE			TORQUE		MAX RPM
912 ULS	kW	hp	1/min.	Nm	ft. lb.	1/min.
max. 5 min.	69.0	95	5500	128	94	5800
	73.5*	100*	5800*	* w/ROTAX airbox and exhaust system		

BORE	STROKE	DISPLACEMENT	COMPRESSION RATIO
84 mm 3.31 in.	61 mm 2.4 in.	1352 cm ³ 82.6 cu. in.	10.5:1

FUEL	OIL	COOLING LIQUID
min. MON 85 RON 95* min AKI 91*	API SF or SG	50% BASF Glysanthin Anticorrosion 50% Water

* leaded or unleaded or AVGAS 100 LL

IGNITION UNIT	IGNITION TIMING	SPARKPLUG
DUCATI double CDI	4° up to 1000 RPM above 26°	ROTAX Part No. 297-940

GENERATOR PERFORMANCE	RPM	VOLTAGE
250 WDC	5500	13.5 V

STANDARD	WEIGHT	
Engine with gearbox $i = 2.43$	kg	lb
	56.6	124.8

OPTIONS	WEIGHT	kg	lb
Oil radiator Part No. 886-029		0.5	1.1
Radiator Part No. 995-697		1.0	2.2
Slipping Clutch		1.7	3.7
Airbox		1.3	2.8
Air Cleaner		0.15	0.3
Exhaust System		4.0	8.8
Air Guide Hood		0.8	1.8
Vacuum Pump		0.8	1.8
Hydraulic Propeller Governor		2.7	5.9
External Alternator 40A/12 V DC		3.0	6.6
Engine Truss Assembly		2.0	4.4
Rectifier Regulator		0.1	0.2
Instrument FLY dat		0.5	1.1
Recall Instrument RDAT		1.0	2.2
Fuel pump with installed fuel lines		0.2	0.4

TBO ON NEW 912 ULS ROTAX ENGINES IS 1500 hrs.

You can also upgrade the following existing serial numbers 4,427-533 and higher. Please call our engine shop for pricing.

ROTAX 912 Operational Values with Limits	
RPMs	Take off speed - 5,800 rpm (5 min. max) Max. Continuous speed - 5,500 Idle Speed - near 1,400 rpm
CHT	Max. Temp. - 150°C (300°F)
EGT	Normal 1,472°F Max. - 1,652°F 4-6" From Exhaust valve - 2" From Engine
Coolant Pressure	12-17 PSI
Oil Pressure	Normal-58 PSI Max. - 72 PSI Min. - 22 PSI @ 2,800 rpm Cold Start Max. - 102 PSI
Oil Temperature	Most favorable operating temp: 190°-230°F (90-110°C)
Fuel Pressure	5.8 PSI



LEADING EDGE AIR FOILS, LLC 1-800-532-3462 info@leadingedgeairfoils.com
www.leadingedgeairfoils.com store.leadingedgeairfoils.com